

nicht aus. Sobald die Überlastbedingungen beseitigt sind, schaltet der FCL automatisch in seinen Nominalbetrieb zurück.

**SSPC:** Dieser kommerzielle Schaltkreis ist in seiner Funktion dem LCL sehr ähnlich. Seine Anwendung in Raumfahrzeugen fällt jedoch meistens dem Mangel an nachweisbarer Raumfahrtqualifikation zum Opfer.

#### 4.2.7.6 Energieverteilung

Für die Energieverteilung in unbemannten Raumfahrzeugen werden im Allgemeinen folgende Regeln angewandt:

- Vom **Hauptversorgungsbus** gespeiste Verbraucher werden **einzelnen versorgt**. Das bedeutet, dass auch redundante Geräte oder Gerätefunktionen mit eigenem Versorgungsnetzteil über separate Versorgungsleitungen angeschlossen werden.
- Jeder **Versorgungszuleitung** wird eine gleichermaßen ausgelegte **Rückleitung** zugeordnet.
- **Versorgungskabel** sind so entworfen, dass alle Primär- und Sekundärenergie mit minimalem Spannungsabfall und geringen Verlusten verteilt wird, auch unter Spitzenlastbedingungen.
- Die **Rückleitungen** der Versorgungskabel von Verbrauchern, die mit Signalfrequenzen von weniger als 10 MHz arbeiten, müssen direkt zum CGP geführt werden.
- Die **Primärenergieverteilung** des Raumfahrzeugs schließt nicht weniger als zwei einzeln kommandierbare Ein-Aus-Schalter innerhalb einer einzelnen Versorgungsleitung ein. Die Ein-Aus-Schalter sind vorzugsweise Halbleiterschalter oder alternativ Stromimpuls-Relais (Latch Relays).
- Sofern ein Relais verwendet wird, muss die **Überstromschutzschaltung** zwischen Relaiskontakt und dessen Anschluss an den Hauptversorgungsbus geschaltet sein.
- Die **Betriebsstromdichte** über einen Relaiskontakt beträgt nur 50 % des zulässigen Relaiskontakt-Nennstroms.

## Literatur

- [4.2.1] ECSS-E-20A: Space engineering, electrical and electronic.
- [4.2.2] ESA PSS-02-10, Vol. 1: Power Standard.
- [4.2.3] ESA PSS-02-10, Vol. 2: Rationale for the Power Standard.
- [4.2.4] *Mank, J. H.*: Spacebus 3000B Solar Array ESD Test & Evaluation Report SB3R-DSS-TR-1430-0001. Friedrichshafen, Deutschland: EADS Astrium GmbH.
- [4.2.5] *Mank, J. H.*: Possible Anomalies on Solar Arrays due to Electrostatic Charging in GEO. Presentation to ESTEC, Noordwijk, 02. February 1999. Friedrichshafen, Deutschland: Astrium GmbH, 1999.
- [4.2.6] *Katz, I.; Davis, V. A.* (Maxwell Technologies Inc., San Diego, CA); *Snyder, D. B.* (NASA Lewis Research Center, Cleveland,

OH), *Robertson, E. A.* (Space Systems/Loral, Palo Alto, CA 94303): ESD Initiated Failures on High Voltage Satellites.

- [4.2.7] ASTM G173-03 Table: Extraterrestrial Spectrum.
- [4.2.8] M Power Solutions Ltd. Webseite: [www.mpoweruk.com/life.htm](http://www.mpoweruk.com/life.htm).
- [4.2.9] *Cosculluela, V.; King, S.; Roeder, R.*: Engineering Handbook for Electrical Power Systems ENS.05.00033.ASTR. Astrium, Earth Observation, Navigation & Science.
- [4.2.10] *La Roche, G.*: Solargeneratoren für die Raumfahrt: Grundlagen der photovoltaischen Solarkollektoren-Technik für Raumfahrtanwendungen. Braunschweig, Wiesbaden: Vieweg Verlag, 1997.
- [4.2.11] *Patel, M. R.*: Spacecraft Power Systems. Boca Raton, Florida/USA: CRC-Press, 2004.
- [4.2.12] *Thekaekara, M. P.*: Solar Energy Outside the Earth's Atmosphere. Pergamon Press: Solar Energy, Vol. 14, pp. 109–127, 1973.
- [4.2.13] *Bogus, K.*: Solar Constant, AMO Spectral Irradiance and Solar Cell Calibration. ESA: Technical Memorandum TM-160, 1975.
- [4.2.14] *Fröhlich, C.; Wehrli, C.*: Reference extraterrestrial spectral Irradiance Distribution. Davos/Schweiz: World Radiation Center.
- [4.2.15] *Fröhlich, C.*: Contemporary Measures of Solar Constant. Boulder, Colorado/USA: Associated University Press: The Solar Output and its Variations, pp. 93–109, 1977.
- [4.2.16] NASA: Space Vehicle Design Criteria (Environment). Technical Report No. SP- 8005, 1980.
- [4.2.17] *Hyder, A. K. et al.*: Spacecraft Power Technologies. London: Imperial College Press/World Scientific Publishing Co, 2003.
- [4.2.18] *Larson, W. J.; Wertz, J. R.*: Space Mission Analysis and Design, Space Technology Library: Spacecraft Subsystem Power. 3<sup>rd</sup> Edition, 1998.
- [4.2.19] *Berlin, P.*: Satellite Platform Design. Lulea and Umea, Sweden: Department of Space Science of the University Lulea and Umea. 4<sup>th</sup> Edition, 2005.
- [4.2.20] *Griffin, M. D.; French, J. R.*: Space Vehicle Design. Washington, USA: AIAA, Education Series, 1991.
- [4.2.21] *Messerschmid, E.; Fasoulas, S.*: Raumfahrtsysteme. Heidelberg: Springer-Verlag, 2. Auflage, 2004.
- [4.2.22] *Hallmann, W.; Ley, W.*: Handbuch der Raumfahrttechnik. 2. Auflage, München: Carl Hanser Verlag, 1999.

## 4.3 Thermalkontrolle

Andreas Kohlhasse und Reinhard Schlitt

### 4.3.1 Einleitung

Thermalkontrolle bedeutet im Wesentlichen, dass die Temperaturen aller mechanischen, elektrischen und elektronischen Komponenten eines Raumfahrzeugs während aller Missionsphasen innerhalb **thermisch zulässiger Betriebsgrenzen** bleiben müssen. Technologien und Techniken, die eingesetzt werden, um dieses Ziel zu erreichen, richten sich u. a. nach dem betrachteten Temperaturbereich, der nach [4.3.1] wie folgt aufgeteilt wird:

- < 200 K: kryogener Bereich
- 200 bis 470 K: konventioneller Bereich
- > 470 K: Hochtemperaturbereich

Verschiedene thermische Vorgänge haben in den genannten Temperaturbereichen unterschiedliche Bedeutung. Der Wärmeaustausch durch Leitung und Strahlung soll im **kryogenen Bereich** möglichst niedrig sein, um Wärmeaufnahme in kryogene Systeme zu reduzieren. Typische Anwendungen sind optische Systeme im Infrarotbereich oder Raketenstufen, deren Treibstoffe in Form von flüssigem Sauerstoff und Wasserstoff mitgeführt werden. Bei **Hochtemperatursystemen** (z. B. Wiedereintrittskörpern) spielt eine geringe Wärmeleitung ebenfalls eine Rolle. Zusätzlich werden jedoch vor allem Wärmeschutzsysteme eingesetzt, die auf Ablation beruhen, d. h., ein Schutzschild verzehrt sich bei hohen Temperaturen durch Verdampfung an der Oberfläche, sodass die hierbei freigesetzte Verdampfungswärme nicht mehr in das Wärmeschutzsystem eingeleitet wird. Die überwiegende Anzahl der heutigen Raumfahrtsysteme arbeitet im **konventionellen Temperaturbereich**, da die eingesetzte Elektronik für Temperaturen zwischen etwa  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  und  $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$  entwickelt und qualifiziert wird. Hierzu gehören wissenschaftliche Satelliten, Erdbeobachtungssysteme und Kommunikationssatelliten sowie planetare und interplanetare Sonden und Landungssysteme. Der genannte Temperaturbereich trifft für Komponenten zu, die im Inneren des Satelliten montiert werden. Für externe Geräte gelten in der Regel weit größere Bereiche (z. B. Antennen:  $-170 \dots +90\text{ }^{\circ}\text{C}$ , Solarzellen:  $-160 \dots +80\text{ }^{\circ}\text{C}$ ).

In den nächsten Kapiteln wird in detaillierter Form auf thermische Grundlagen, die Entwicklungsschritte Analyse und Test sowie auf Beispiele für Thermaltechnologien eingegangen. Die Beschreibung eines verwirklichten Entwurfskonzepts als auch typischer Betriebsabläufe für ein Thermalkontrollsystem schließt das Kapitel ab.

## 4.3.2 Thermische Grundlagen

### 4.3.2.1 Umweltbedingungen

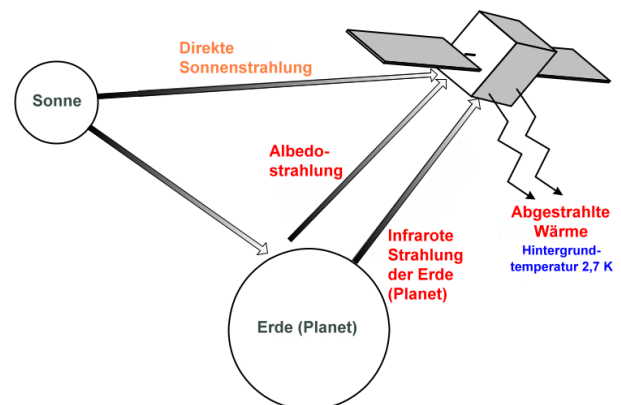
Die folgenden Angaben beziehen sich auf Satelliten in einer Erdumlaufbahn und gelten sinngemäß auch für andere Planeten.

Thermisch relevant sind bei Satelliten Einflüsse außerhalb der Atmosphäre, da auch Körper im niedrigen Erdborbit lediglich eine Wechselwirkung mit einer geringen Anzahl von Atomen und Molekülen der Restatmosphäre erfahren. Eine **konvektive Wärmeübertragung** kann daher für den Thermalentwurf vernachlässigt werden.

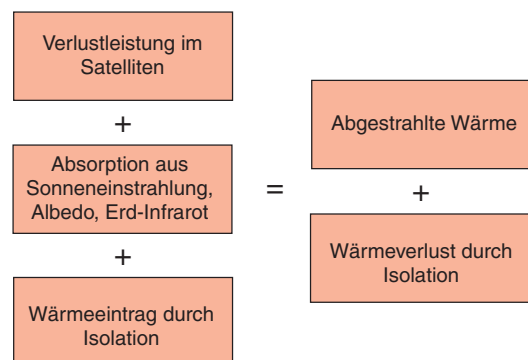
Ein Satellit kann also nur durch **Strahlung** mit seiner Umgebung in Wechselwirkung treten. Die gewünschten Temperaturen lassen sich durch geschickte Kontrolle der Wärmeflüsse innerhalb des Satelliten und vom Satelliten

zur Umgebung erreichen. Komponenten können Wärme durch Strahlung und Leitung aufnehmen bzw. abgeben, wobei sich der Austausch durch Strahlung über geeignete **thermo-optische Oberflächen** und durch Leitung über Materialien mit angepasster Wärmeleitfähigkeit beeinflussen lässt. Bei Wärmeleitung in Mehrkomponentensystemen spielt auch die Wahl der **thermischen Kontaktwiderstände** eine Rolle. Die im Raumflugkörper erzeugte (Verlust-)Wärme muss an die Umgebung abgestrahlt werden, wobei die Hintergrundtemperatur des Weltraums  $T_H = 2,7\text{ K}$  beträgt. Hierzu dienen auf der Außenseite des Satelliten angebrachte **Radiatoren** mit thermo-optischen Eigenschaften, die ein hohes Emissionsvermögen im Infrarotbereich und ein geringes Absorptionsvermögen im gesamten Spektralbereich aufweisen. Zu berücksichtigen ist außerdem die **absorbierte Energie aus der Umgebung**, die sich bei einem Satelliten in einer Erdumlaufbahn neben der direkten Sonneneinstrahlung aus der von der Erde reflektierten Sonnenstrahlung (Albedo) und aus der Infrarotstrahlung der Erde als warmem Körper ergibt (Bild 4.3.1).

Die **Energiebilanz** eines Satelliten kann demnach vereinfacht entsprechend Bild 4.3.2 dargestellt werden.



**Bild 4.3.1:** Thermische Strahlungsbedingungen für einen Satelliten im erdnahen Bereich.



**Bild 4.3.2:** Energiebilanz des Satelliten in einer niedrigen Erdumlaufbahn.

Dabei ist das Wärmeleck der Isolation entweder als Wärmeeintrag oder als Wärmeverlust zu betrachten, je nachdem, ob die äußere Temperatur über oder unter der des Satelliten liegt. Eine physikalische Gleichgewichtstemperatur stellt sich demnach im Satelliten ein, wenn die Summe der empfangenen Energien inklusive der dissipativen Energien gleich ist mit der, die in die Umgebung abgestrahlt wird.

Die **Thermalkontrolle** garantiert spezifizierte Arbeitstemperaturen für alle Satellitengeräte und erfüllt somit Serviceaufgaben für die übrigen Subsysteme. Die entsprechenden Nahtstellen zu Komponenten, Geräten und dem Satellitensystem sind exemplarisch in Bild 4.3.3 dargestellt.

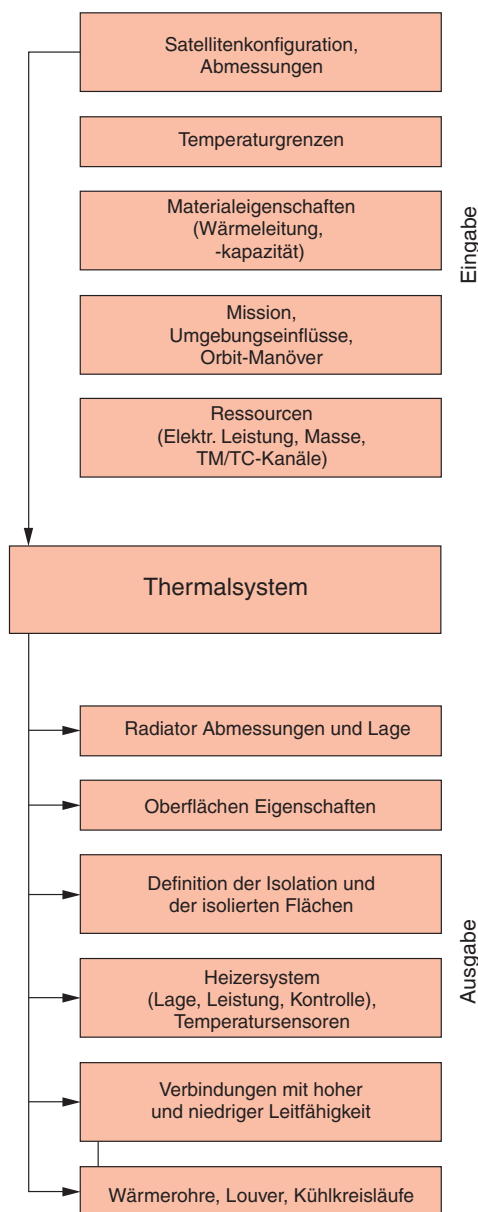


Bild 4.3.3: Nahtstellen der Thermalkontrolle.

Die nahe der Erde eingestrahelte solare Energie wird durch die **Solarkonstante**  $S$  charakterisiert. Sie ist nach [4.3.2] definiert als die Strahlung, die auf eine Flächeneinheit pro Zeiteinheit auftrifft, wobei das Flächenelement senkrecht zur Linie von der Sonne angeordnet ist und sich außerhalb der Atmosphäre im Abstand von 1 AE von der Sonne befindet. Da die Erde die Sonne auf einer elliptischen Bahn umkreist, ist der Wert der Solarkonstante für einen Erdumlauf nicht konstant [4.3.3]. In Abhängigkeit von der Jahreszeit lässt sich die global auf die Erde eingestrahelte Sonnenleistung pro  $\text{m}^2$  wie folgt berechnen:

$$S = S_0 \left[ 1 + 0,033 \cos \left( 360^\circ \frac{n}{365} \right) \right] \quad (4.3.1)$$

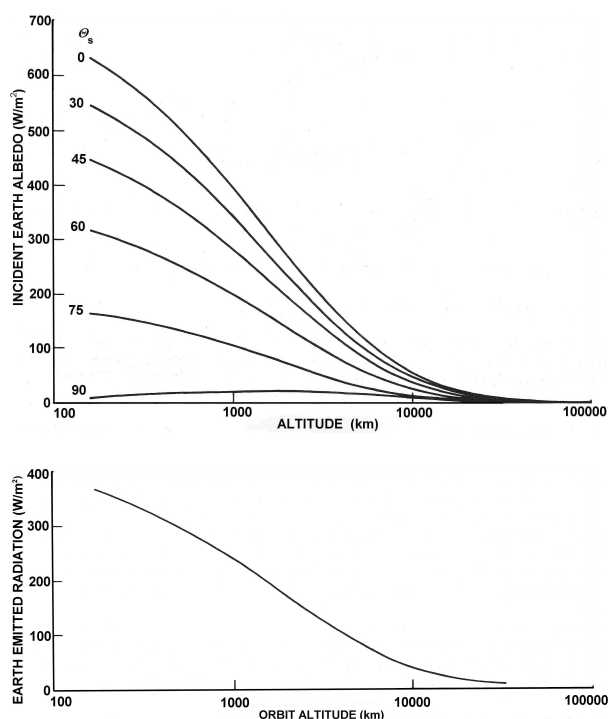
$n$  Tag des Jahres ( $n = 1 \rightarrow 3.$  Januar)

$S_0 = 1371 \text{ W/m}^2$ ; derzeit mittlere Solarkonstante, bezogen auf 1 AE ( $149\,597\,870\,691 \text{ m} \pm 30 \text{ m}$ )

Demzufolge herrscht im Perihelium (3. Januar) eine maximale Einstrahlung von  $1428 \text{ W/m}^2$  und im Aphelium (4. Juli) eine minimale Einstrahlung von  $1316 \text{ W/m}^2$ .

Die von einem Planeten reflektierte und auf einen Satelliten auftreffende Sonnenstrahlung bezeichnet man als **Albedo**. Sie beträgt für die Erde 30 % der solaren Strahlung, wobei die spektrale Verteilung der Sonnenstrahlung angenommen wird. Albedo-Strahlung ist zu berücksichtigen, wenn ein Teil der Erdoberfläche von der Sonne beschienen wird. Sie kann kurzzeitig zwischen den Werten 5 % und 60 % schwanken, wobei die Größe der von der Sonne beschienenen Erdoberfläche, der **solare Zenitwinkel** (Winkel zwischen den Vektoren Erdmittelpunkt – Satellit und Erdmittelpunkt – Sonne) und die Inklination der Umlaufbahn eine Rolle spielen. Wegen der thermischen Kapazität der externen Satellitenmaterialien haben die Albedo-Schwankungen meist keinen großen Einfluss auf die Satellitentemperatur. Die Auswirkungen werden sich am ehesten an der äußeren Schicht der Satellitenisolation mit geringer Kapazität bemerkbar machen und sind dort jedoch unkritisch. Die empfangene Albedo-Strahlung nimmt mit der Orbithöhe stark ab und kann bei geostationären Satelliten vernachlässigt werden. Die Verhältnisse sind in Bild 4.3.4 (oben) aufgetragen, wobei  $\theta_s$  der Winkel zwischen der Linie Erde – Sonne und der Linie Erde – Satelliten bedeutet.

Die von der Erde ausgehende Strahlung (**Erdschein**) liegt im **Infrarotbereich** und entspricht einer Schwarzkörper-Temperatur von etwa 250 K. Die mittlere Strahlungsenergie liegt im erdnahen Orbit bei  $230 \text{ W/m}^2$ . Sie kann zwischen  $150 \text{ W/m}^2$  und  $350 \text{ W/m}^2$  schwanken. Wie in Bild 4.3.4 (unten) dargestellt, reduziert sich auch hier der Einfluss mit der Orbithöhe. Einige Werte sind in Tabelle 4.3.1 angegeben. Die Zahlenwerte in dieser Tabelle bedeuten, dass zum Beispiel für eine Inklination der Umlaufbahn von  $90^\circ$  die von der Erde ausgehende



**Bild 4.3.4:** Auftreffende Albedo-Strahlung (oben) und Infrarotstrahlung (unten) bezogen auf die Querschnittsfläche eines sphärischen Satelliten in Abhängigkeit von der Orbithöhe [4.3.5].

**Tabelle 4.3.1:** Albedo- und Infrarotstrahlung (Perzentil-Werte).

Inklination der Umlaufbahn	3 %	50 %	97 %
<b>Albedo-Strahlung</b>			
30°	0,14	0,18	0,22
60°	0,17	0,23	0,32
90°	0,18	0,25	0,34
<b>Infrarotstrahlung</b>			
30°	227	246	265
60°	211	233	255
90°	205	227	250

IR-Strahlung in 97 % der Fälle bei  $250 \text{ W/m}^2$  liegt. Der Ausdruck Perzentil bedeutet die Wahrscheinlichkeit, dass ein gegebener Wert für Albedo- bzw. Infrarotstrahlung nicht überschritten wird. Alle Werte in Tabelle 4.3.1 sind für einen  $0^\circ$ -Zenit-Winkel korrigiert.

Die Häufigkeit der Abweichungen von Durchschnittswerten für Albedo- und Infrarotstrahlung sind in [4.3.2] und ausführlicher in [4.3.4] enthalten.

#### 4.3.2.2 Wärmeübertragung durch Strahlung

Wärmestrahlung ist der Transport von Energie mittels elektromagnetischer Wellen im Bereich von etwa  $100 \text{ nm}$  bis  $100 \text{ }\mu\text{m}$  Wellenlänge. Bei der Emission strahlt ein Kör-

per proportional der Fläche  $F$  und der vierten Potenz der Temperatur  $T$  in den Halbraum über seiner Oberfläche diffus ab. Diese Abstrahlung ist abhängig von Oberflächeneigenschaften des strahlenden Körpers und wird durch das Emissionsvermögen oder auch die Emissivität  $\varepsilon$  berücksichtigt. Es gilt für die emittierte Leistung  $P_e$

$$P_e = \sigma \varepsilon T^4 F \quad (4.3.2)$$

$\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W/(m}^2 \text{ K}^4)$  Stefan-Boltzmann-Konstante

Wenn ein Körper einer Strahlung ausgesetzt ist, wird ein Teil absorbiert, ein Teil reflektiert, und ein Teil geht durch den Körper hindurch. Es gilt für die auftreffende Energie

$$\alpha + \beta + \gamma = 1 \quad (4.3.3)$$

$\alpha$  solares Absorptionsvermögen,

$\beta$  Reflexionsvermögen,

$\gamma$  Transmissionsvermögen.

Bei Satelliten spielt die Transmission praktisch keine Rolle, da alle thermisch relevanten Materialien nicht durchscheinend sind. Für die absorbierte Leistung  $P_\alpha$  gilt

$$P_\alpha = \alpha S F_p \quad (4.3.4)$$

$S$  Bestrahlungsstärke bzw. solare Flussdichte,

$F_p$  projizierte Fläche

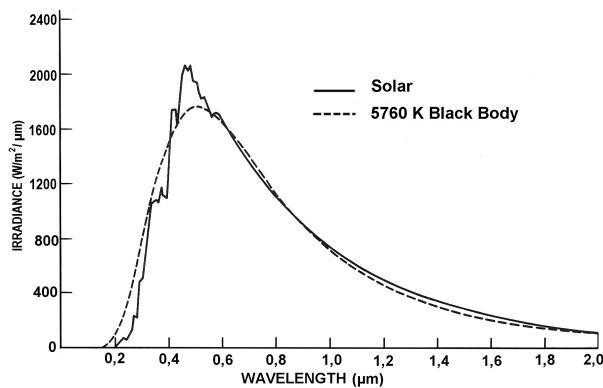
Das **Kirchhoffsche Strahlungsgesetz** besagt, dass eine beliebige Oberfläche Strahlung in dem Maße absorbiert, wie es auch die Strahlung emittiert, solange die spektrale Verteilung der absorbierten Strahlung mit der der emittierten übereinstimmt, also

$$\alpha_\lambda = \varepsilon_\lambda \quad (4.3.5)$$

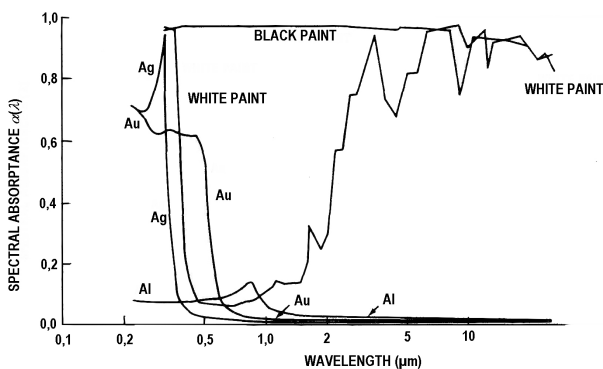
In der Praxis haben jedoch die Symbole  $\alpha$  und  $\varepsilon$  eine unterschiedliche Bedeutung.

Unter dem Begriff (**solares**) **Absorptionsvermögen** versteht man die Fähigkeit einer Oberfläche, Strahlung mit der spektralen Verteilung der Sonne zu absorbieren. Die solare Energie, die sich mit der Strahlung eines Schwarzen Körpers mit  $5760 \text{ K}$  vergleichen lässt, erstreckt sich über einen weiten spektralen Bereich (Bild 4.3.5). 97 % der gesamten Strahlungsenergie liegen im Wellenlängenbereich von  $\lambda = 0,2 \dots 2,8 \text{ }\mu\text{m}$  mit einem Maximum bei etwa  $0,48 \text{ }\mu\text{m}$ .

Für diesen Wellenlängenbereich ist das mittlere solare Absorptionsvermögen  $\alpha$  definiert. Die spektrale Strahlungsflussdichte  $E_\lambda$  (Irradiance) kann mit dem **Planckschen Strahlungsgesetz** formuliert werden. Integration über alle Wellenlängen und der Strahldichte über den Halbraum liefert die Gesamtenergie bzw. die Strahlungsflussdichte in  $\text{W/m}^2$  gemäß dem Stefan-Boltzmann-Gesetz.



**Bild 4.3.5:** Solares Spektrum und spektrale Strahlungsflussdichte eines Schwarzen Körpers bei 5760 K [4.3.5].

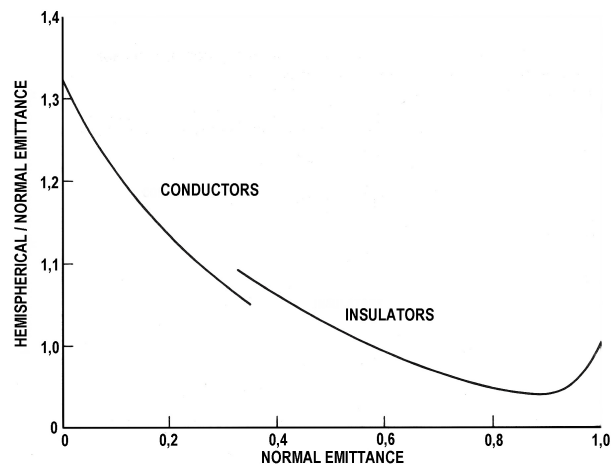


**Bild 4.3.6:** Solare Absorption einiger typischer Satellitenoberflächen [4.3.5].

Die (thermische) Emissivität hängt von der Temperatur ab, mit der der Körper strahlt. Jedoch können für den in Satelliten auftretenden Temperaturbereich Werte von etwa 300 K mit ausreichender Genauigkeit angenommen werden. Gemäß dem **Wienschen Verschiebungsgesetz** liegt die Strahlung folglich im Bereich des infraroten Spektrums mit einem Maximum bei ca. 8  $\mu\text{m}$ . Im infraroten Bereich ( $\lambda = 1 \dots 100 \mu\text{m}$ ) liegen 95 % der gesamten Strahlungsenergie im Wellenbereich von  $\lambda = 5 \dots 50 \mu\text{m}$ , womit das mittlere thermische Emissionsvermögen  $\varepsilon$  definiert wird.

In der Raumfahrttechnik werden verschiedene **Oberflächenbeschichtungen** eingesetzt, um einen bestimmten Einfluss auf das thermische Verhalten zu erreichen. In Bild 4.3.6 ist die solare Absorption einiger gebräuchlicher Oberflächen über der Wellenlänge aufgetragen.

Aus Bild 4.3.6 erkennt man, dass die Absorption der speziellen, in der Satellitentechnik eingesetzten weißen Farbe (**White Paint**) im Bereich der höchsten solaren Energie (0,48  $\mu\text{m}$ ) sehr gering, jedoch im Infrarot-Bereich ( $> 1 \mu\text{m}$ ) sehr hoch ist. Entsprechend der Beziehung (4.3.5) bedeutet dies, dass diese Fläche sehr wenig Sonnenenergie absorbiert, jedoch sehr viel Energie im Infrarotbereich emittiert. Im Endeffekt wird sich eine solche Fläche auch



**Bild 4.3.7:** Verhältnis der hemisphärischen zur normalen Emissivität [4.3.5].

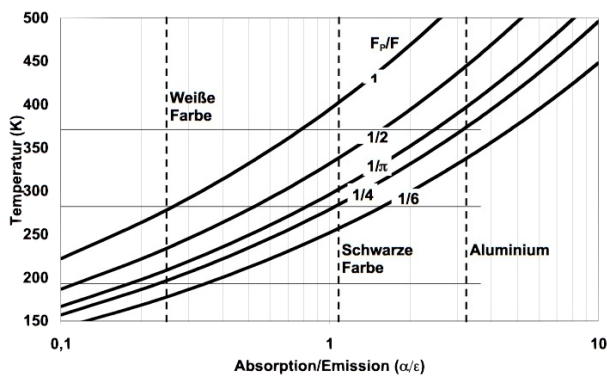
**Tabelle 4.3.2:** Solare Absorption und infrarote Emissivität der in Bild 4.3.6 dargestellten Materialien, nach [4.3.5].

Oberflächenbeschichtung	Solare Absorption ( $\alpha$ )	Emissivität bei senkrechter Einstrahlung und 300 K ( $\varepsilon_N$ )	Hemisphärische Emissivität bei 300 K ( $\varepsilon_H$ )	$\alpha / \varepsilon_H$
White Paint	0,21	0,91	0,86	0,244
Black Paint	0,97	0,92	0,87	1,11
Vapor-Deposited Aluminum	0,08	0,018	0,024	3,23
Gold (Au)	0,19	0,015	0,020	9,5
Silver (Ag)	0,05	0,010	0,013	3,9

unter direkter Sonneneinstrahlung stark abkühlen, so dass sie sich als Wärmesenke (Radiator) im Satelliten eignet. Schwarze Farbe (**Black Paint**) hat im gesamten Spektralbereich ein hohes  $\alpha$  und  $\varepsilon$ . Diese Oberfläche wird deshalb im Inneren eines Satelliten benutzt, um einen guten Wärmeaustausch über Strahlung zu gewährleisten. Silberbeschichtungen (Ag) haben ab 0,4  $\mu\text{m}$  geringe Absorptionskoeffizienten, Gold (Au) aber erst ab 0,7  $\mu\text{m}$ .

Für die in Bild 4.3.6 dargestellten Materialien sind die  $\alpha$ - und  $\varepsilon$ -Werte in Tabelle 4.3.2 zusammengestellt. Die Emissivität bei senkrechter Einstrahlung kann man direkt mit Reflexionsmessungen bestimmen. Die hemisphärischen Werte, die üblicherweise in der Thermalkontrolle verwendet werden, lassen sich graphisch aus Bild 4.3.7 bestimmen [4.3.5]. Vielfach werden auch hemisphärische Emissivitäten von Herstellern spezieller Oberflächenbeschichtungen spezifiziert, die dann vorzuziehen sind.





**Bild 4.3.8:** Temperatur in Abhängigkeit von den Verhältnissen  $\alpha/\epsilon$  und  $F_p/F$ .

Die Bedeutung des Verhältnisses von Absorption zur Emission bei Satellitenoberflächen lässt sich durch einfache Beispiele veranschaulichen: Wenn ein Körper im Orbit nur der Sonnenstrahlung ausgesetzt ist, reduziert sich die Leistungs- bzw. Wärmebilanz zu

$$P_\alpha = P_\epsilon \quad (4.3.6)$$

Substituiert man Beziehung (4.3.6) durch die Gleichungen (4.3.2) und (4.3.4), erhält man nach Umformen

$$T = \sqrt[4]{\frac{S}{\sigma} \frac{F_p}{F} \frac{\alpha}{\epsilon}} \quad (4.3.7)$$

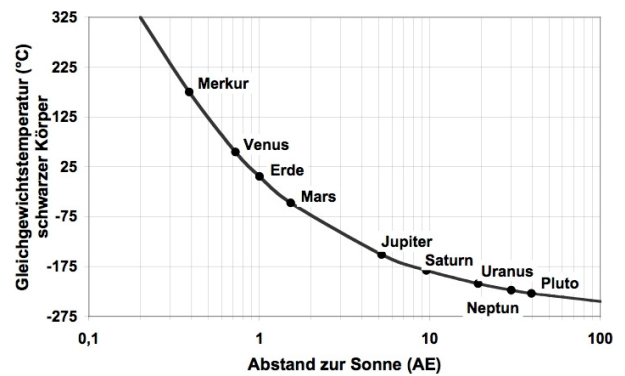
Die Beziehung (4.3.7) ist in Bild 4.3.8 als Funktion der beiden Verhältnisse  $\alpha/\epsilon$  und  $F_p/F$  dargestellt.

$$\begin{aligned} F_p/F &= 1 && \text{ebene Fläche (Rückseite isoliert)} \\ F_p/F &= 1/\pi && \text{Zylinder (isolierte Endflächen)} \\ F_p/F &= 1/4 && \text{Kugel} \end{aligned}$$

Aus Bild 4.3.8 erkennt man, dass ein kugelförmiger Körper ( $F_p/F = 1/4$ ) mit weißer, schwarzer oder Aluminium-Oberfläche die Temperaturen 195 K, 285 K oder 370 K annimmt. Insbesondere wird die Eigenschaft der weißen Farbe mit der niedrigsten Temperatur deutlich. Auf diesen Körper könnte eine erhebliche Zusatzwärme (Verlustwärme im Falle eines Satelliten) aufgebracht werden, um die Temperatur in den Bereich operativer Elektronik zu bringen.

Die Verhältnisse für Körper in verschiedenen Entfernungen von der Sonne können nach der Gl. (4.3.7) berechnet werden, indem die solaren Intensitäten entsprechend der Entfernung zur Sonne eingesetzt werden. Die **Strahlungsintensität** ist umgekehrt proportional zum Entfernungsquadrat ( $\sim 1/r^2$ ), was Bild 4.3.9 verdeutlicht, in dem die Temperatur einer schwarzen Kugel als Funktion der Entfernungen zur Sonne dargestellt ist.

Zur Temperaturbestimmung von Geräten, die im Strahlungsaustausch mit der Umgebung stehen, kann es nützlich



**Bild 4.3.9:** Temperatur einer schwarzen Kugel in verschiedenen Abständen zur Sonne.

sein, eine **effektive Temperatur des Strahlungshintergrundes** zu definieren. Sie ist äquivalent der Strahlungstemperatur eines virtuellen schwarzen Körpers, mit der die Strahlungsbelastung auf einen Körper bestimmt wird.

Die Hintergrundtemperatur  $T_H$  bezieht sowohl natürliche Strahlung (Sonne, Albedo und Infrarot) als auch den Strahlungsaustausch mit anderen Gegenständen ein. Gemäß Beziehung (4.3.6) kann wie folgt bilanziert werden:

$$P_{S,i} + P_{A,i} + P_{IR,i} = \sigma \sum_{j=1}^n r_{ij} (T_j^4 - T_i^4) + \sigma \epsilon T_H^4 F \quad (4.3.8)$$

$P_{S,i}$  absorbierte solare Strahlung auf Körper  $i$ ,  
 $P_{A,i}$  absorbierte Albedo-Strahlung auf Körper  $i$ ,  
 $P_{IR,i}$  absorbierte Infrarotstrahlung auf Körper  $i$ ,  
 $T_i$  Temperatur von Körper  $i$ ,  
 $T_j$  Temperatur von Körper  $j$ ,  
 $r_{ij}$  Strahlungskopplung zwischen Körper  $i$  und  $j$ ,  
 $F$  Oberfläche des Hintergrundstrahlers.

Das Umformen von Gl. (4.3.8) ergibt

$$T_H = \sqrt[4]{\frac{P_{S,i}}{\sigma \epsilon F} + \frac{P_{A,i}}{\sigma \epsilon F} + \frac{P_{IR,i}}{\sigma \epsilon F} - \frac{\sum_{j=1}^n r_{ij} (T_j^4 - T_i^4)}{\epsilon F}} \quad (4.3.9)$$

Auf die Strahlungskopplung wird in Kapitel 4.3.3.2 noch etwas näher eingegangen. Die Hintergrundtemperatur für die thermische Strahlung, die nach Gl. (4.3.9) nur für Gleichgewichtsbedingungen gültig ist, bietet eine einfache Möglichkeit, **Parameterstudien** durchzuführen und Randbedingungen für thermische Tests in Vakuumkammern zu definieren, ohne langwierige Berechnungen anzustellen.

### 4.3.2.3 Wärmeleitung

Unter Wärmeleitung versteht man den Transport von Wärme zwischen zwei Punkten in einem Festkörper infolge eines Temperaturgradienten. Ursache ist der Transport

kinetischer Energie zwischen Molekülen, sodass Wärmeleitung in gleicher Weise auch innerhalb von Flüssigkeiten und Gasen stattfindet. Die notwendige Anwesenheit von Molekülen macht Wärmeleitung im Vakuum unmöglich. Der **Wärmetransport** ergibt sich aus der Beziehung

$$\dot{Q} = \frac{dQ}{dt} = \lambda F \frac{\Delta T}{d} \quad (4.3.10)$$

$dQ/dt$  zugeführte/abgegebene Leistung durch Wärmeleitung oder Wärmefluss pro Zeiteinheit,

$\lambda$  Wärmeleitfähigkeit,

$F$  Querschnittsfläche des Wärmepfades, senkrecht zur Verbindungslinie zwischen Punkt 1 und 2 des Festkörpers,

$\Delta T$  Temperaturgradient zwischen Punkt 1 und 2 des Festkörpers,

$d$  Abstand der Punkte 1 und 2 oder Dicke des Materials.

Wird Gl. (4.3.10) nach der Fläche differenziert, erhält man die **Wärmeflussdichte**, also den Wärmestrom pro Zeit- und Flächeneinheit

$$\dot{q} = \frac{d\dot{Q}}{dF} = \lambda \frac{\Delta T}{d} \quad (4.3.11)$$

Der **thermische Widerstand**  $R_{th}$  (in K/W) als ebenfalls brauchbare Materialeigenschaft ist definiert als

$$R_{th} = \frac{d}{\lambda F} \quad (4.3.12)$$

und durch Einsetzen geht Gl. (4.3.10) über in

$$\dot{Q} = \frac{\Delta T}{R_{th}} \quad (4.3.13)$$

Ein **Wärmestrom**  $dQ/dt$  verhält sich ähnlich einem **elektrischen Strom**  $I$  im Ohmschen Gesetz, wobei die Temperaturdifferenz  $\Delta T$  der elektrischen Spannung  $U$  und der thermische Widerstand  $R_{th}$  dem elektrischen Widerstand  $R_{el}$  entspricht.  $U = R_{el} \cdot I$  verhält sich also wie  $\Delta T = R_{th} \cdot dQ/dt$ . Folglich können thermisch-mathematische Modelle wie elektrische Schaltungen aufgebaut werden. Zum Beispiel lässt sich ein Wärmestrom durch drei hintereinander angeordnete Materialien wie folgt bestimmen:

$$\dot{Q} = \frac{\Delta T}{R_{th,1} + R_{th,2} + R_{th,3}} \quad (4.3.14)$$

#### 4.3.2.4 Thermischer Kontaktwiderstand

Gl. (4.3.12) setzt einen perfekten Kontakt zwischen den Materialien voraus. In realen Raumfahrtssystemen müssen jedoch Rauigkeiten und Unebenheiten zwischen verschiedenen Elementen bedacht werden. Entsprechend geht Gl. (4.3.13) über in

$$\dot{Q} = \frac{\Delta T}{R_1 + R_{ct,1} + R_2 + R_{ct,2} + R_3} \quad (4.3.15)$$

$R_{ct,1}, R_{ct,2}$  thermischer Kontaktwiderstand

Der **Kontaktwiderstand** wird als das Verhältnis zwischen der Temperaturdifferenz und der übertragenen Wärme definiert oder

$$R_{ct} = \frac{\Delta T}{\dot{q} F} \quad (4.3.16)$$

$F$  sichtbare Kontaktfläche

In der Literatur wird vielfach die **thermische Kontakt-Leitfähigkeit** mit

$$h_{ct} = \frac{1}{R_{ct} F} \quad (4.3.17)$$

definiert. Die **Vorgänge beim Wärmetransport** zwischen zwei sich berührenden Körpern sind sehr komplex und hängen u. a. von folgenden Parametern ab:

- Rauigkeit der berührenden Flächen im Mikrobereich und Unebenheiten im Makrobereich,
- Spaltdicke,
- Vorhandensein eines Füllmediums im Spalt (Vakuum, Leitpaste, Folie, etc.),
- Wärmeleitfähigkeit der kontaktierenden Materialien und des Füllmediums,
- Härte der Materialien (bestimmt den Druck, unter dem sich die Spitzen der rauen Oberflächen plastisch verformen),
- Elastizitätsmodul und Dicke der Materialien (beeinflusst die elastische Deformation zum Abbau der Unebenheiten),
- Temperatur im Kontaktbereich (beeinflusst die Materialeigenschaften).

Wegen dieser Komplexität ist eine einheitliche Theorie zur Berechnung des Wärmeübergangs nicht verfügbar. Verschiedene theoretische Ansätze sind in [4.3.6] enthalten. In der Entwicklung des **Thermalkontrollsystems** greift man üblicherweise auf Test- und Erfahrungswerte zurück.

Aufgrund der **Rauigkeit** der sich berührenden Körper haben die Flächen im Mikrobereich eine zerklüftete Struktur, sodass sich im Grunde nur Mikro-Spitzen der beiden Oberflächen berühren, wobei die Anzahl dieser Kontakte statistisch mit Abnahme der Rauigkeit steigt. Durch Erhöhung des Anpressdrucks werden sich einige Spitzen plastisch verformen, sodass die Kontaktfläche insgesamt vergrößert wird. In Bereichen, die nicht miteinander in Berührung stehen, kann Wärmetransport über Strahlung oder Wärmeleitung durch ein eingeschlossenes Gas erfolgen (meist Luft in terrestrischen Anwendungen).

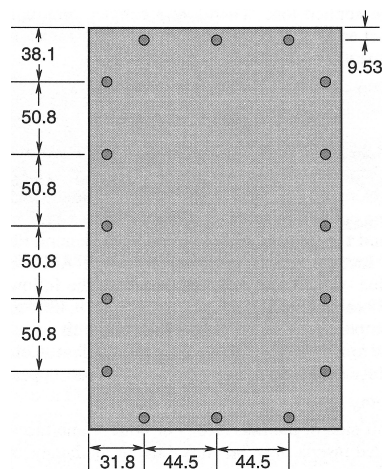
Wegen der geringen Dicken der Gasschicht kann der Wärmetransport trotz der schlechten Wärmeleitfähigkeit der Gase beträchtlich sein (die geringen Abmessungen bewirken auch, dass Wärmeübertragung durch Konvektion nicht stattfindet).

Bei Raumfahrtanwendungen im Vakuum ist der Beitrag des Wärmetransports durch ein Gas nicht gegeben. Um jedoch den Bereich der Flächen ohne direkten Kontakt zur Wärmeübertragung zu nutzen, platziert man in den Kontaktbereich dünne folienartige **Füllmaterialien**. Diese „Interface Filler“ haben einen möglichst großen Wärmeleitkoeffizienten und eine angepasste Härte, sodass sich die im Mikrobereich zerklüftete Oberflächenstruktur gut in das Füllmaterial einarbeiten kann und ein ganzflächiger Kontakt entsteht. Der erzielbare Wärmetransport hängt zusätzlich vom lokalen Anpressdruck der beiden Flächen ab. Elektronikgehäuse werden meist am Umfang angeschraubt, sodass sich auch hier die höchsten Wärmeflüsse ergeben. Dies ist vorteilhaft für Gehäuse, deren Seitenwände zum Abtransport der elektrischen Verlustleistung genutzt werden.

In Tabelle 4.3.3 werden Testergebnisse von einer  $152 \times 279 \text{ m}^2$  großen Plattenverbindung gezeigt, die am Rand mit 16 Schrauben aus rostfreiem Stahl zusammengepresst ist. Die Versuche wurden mit zwei Al 6063-T6 Platten von jeweils 7,94 mm Dicke durchgeführt. „Calgraph“

**Tabelle 4.3.3:** Wärmeleitzahl bei geschraubter Verbindung und „Calgraph“ als Füllmaterial [4.3.7].

Anzugsmoment [Nm]	Temperatur [°C]	Wärmeleitzahl [ $\text{W}/\text{m}^2 \text{ K}$ ]
1,13	-34	284
1,13	+71	369
2,26	-34	329
2,26	+71	397



**Bild 4.3.10:** SIGRAFLEX®-Folie als Füllmaterial im Kontaktbereich (Bild: [4.3.6]).

(Graphitfaser-Folie) wurde als Füllmaterial verwendet. Es ist deutlich zu sehen, dass sowohl ein höheres Anzugsmoment als auch höhere Testtemperaturen den Wärmeübertragungskoeffizienten oder die Wärmeleitzahl erhöht.

In der europäischen Raumfahrtindustrie wird vielfach die Graphitfolie SIGRAFLEX® der Firma SGL CARBON AG eingesetzt, die auch in der ESA „Preferred Materials List“ enthalten ist (Bild 4.3.10).

Die Folie ist 0,2 mm dick und hat Wärmeleitfähigkeiten von  $150 \text{ W}/(\text{m K})$  parallel und  $4 \dots 6 \text{ W}/(\text{m K})$  senkrecht zur Oberfläche. Mit diesem Füllmaterial lassen sich für gängige Elektronikgehäuse Kontaktleitwerte von  $500 \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K})$  erreichen. Bei kleinen Flächen (etwa  $20 \text{ mm} \times 20 \text{ mm}$ ) steigt dieser Wert bis auf  $1000 \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K})$ .

#### 4.3.2.5 Mathematisches Thermalmodell

In den bisherigen Kapiteln ist die Temperaturverteilung in einem Festkörper als zeitinvariant ( $\partial T/\partial t = 0$ ) angenommen worden. Ein Raumfahrzeug besteht indes aus einer komplexen Struktur mit verschiedenen Bauteilen und Komponenten. Weil es für einen inhomogenen Körper bezüglich der Temperaturverteilung keine analytische Lösung gibt, wird die Struktur in **diskrete Massen- und Flächenanteile** zerlegt, die **Knoten** genannt werden. Mit Hilfe dieser Knoten lässt sich das mathematische Thermalmodell erstellen, mit dem man die Temperaturverteilung in einem Raumflugkörper auch zeitvariant berechnen kann.

Die **Wärmeenergie**  $Q$  ist der Temperatur  $T$  proportional und wird durch die Beziehung definiert:

$$Q = m c T \quad (4.3.18)$$

$c$  spezifische Wärmekapazität,  
 $m$  Masse des Knotens bzw. der Wärmesenke.

Wird Gl. (4.3.18) nach der Zeit differenziert, erhält man die Beziehung

$$\frac{\partial Q}{\partial t} = m c \frac{\partial T}{\partial t} \quad (4.3.19)$$

Bilanziert man empfangene und abgegebene Energien in einem Knoten  $i$ , so erweitert sich Gl. (4.3.19) zu

$$m_i c_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = (\alpha_i \dot{q}_{A,i} e_{A,i} + \varepsilon_i \dot{q}_{IR,i} e_{IR,i} + \alpha_i S e_{S,i}) \cdot F_i + \sum \Delta \dot{Q} + \dot{Q}_i \quad (4.3.20)$$

$\dot{q}_A$  Albedo-Flussdichte,  
 $\dot{q}_{IR}$  Erdsenstrahlungs-Flussdichte,  
 $S$  solare Flussdichte,  
 $F$  Strahlungsoberfläche,  
 $e_{A,IR,S}$  Sicht- oder Konfigurationsfaktoren,  
 $\dot{Q}$  Dissipationsleistung.



Der Term  $\Sigma \Delta(dQ/dt)$  ist die den betrachteten Knoten  $i$  aus anderen Knoten des thermischen Modells zugeführte oder an diese abgegebene Leistung mit den Komponenten für Wärmeleitung und Wärmestrahlung. Das mathematische Thermalmodell besteht folglich aus einem **Gleichungssystem** von nicht-linearen, gewöhnlichen Differenzialgleichungen 1. Ordnung der Form

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(t, \mathbf{x}) \quad \mathbf{x} = (x_1, \dots, x_n)^T, \\ \mathbf{f} &= (f_1, \dots, f_n)^T \in \mathfrak{R}^n\end{aligned}\quad (4.3.21)$$

für  $n$  unbekannte **Knotentemperaturen**, das mit numerischen Berechnungsverfahren gelöst werden muss. Gl. (4.3.20) gilt für sogenannte **Randknoten**, also für Knoten, die dem äußeren Strahlungsfeld ausgesetzt sind. Für alle inneren Knoten des Satelliten gilt

$$S = \dot{q}_A = \dot{q}_{IR} = 0 \quad (4.3.22)$$

womit sich Gl. (4.3.20) zu

$$m_i c_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = \Sigma \Delta \dot{Q} + \dot{Q}_i \quad (4.3.23)$$

vereinfacht. Für innere, strukturelle „Knoten“ fällt außerdem die Dissipationsleistung weg ( $dQ/dt = 0$ ).

Für den vorläufigen Entwurf in den Definitionsphasen kommt man in der Regel mit einer geringen **Anzahl von Knoten** aus ( $< 50$ ). Erst in den Entwicklungsphasen muss die Anzahl deutlich erhöht werden (100 bis zu 500), um die einzelnen Wärmeströme genau zu untersuchen und zu bewerten. Die letztendliche Anzahl der Knoten hängt von der Komplexität der Struktur und von der Erfahrung des Thermalingenieurs ab. Grundsätzlich kann man sagen: „So viele Knoten wie nötig, so wenige wie möglich“.

Der eigentliche Aufwand besteht in der Ermittlung von Wärmeleitzahlen und Strahlungsfaktoren, um die Knoten bzw. Gleichungen thermisch zu koppeln. Hierauf und auf andere Aspekte bei der Entwicklung eines Thermalsystems wird im nächsten Kapitel näher eingegangen. Die Bestimmung der geometrischen Sicht- oder Konfigurationsfaktoren sei hier nicht näher erläutert, kann aber in einschlägiger Fachliteratur nachgelesen werden, z. B. [4.3.8].

### 4.3.3 Entwicklung des Thermalsystems

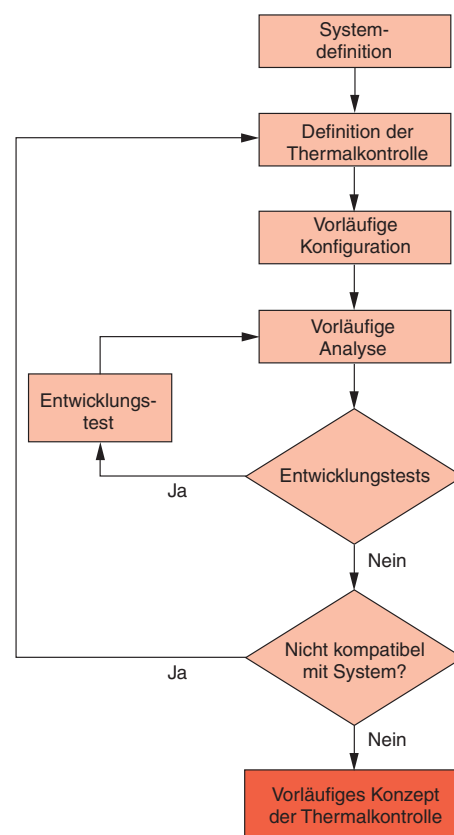
#### 4.3.3.1 Übersicht

Entsprechend dem Fortschritt eines Raumfahrtprojekts und parallel zur Systementwicklung des gesamten Raumfahrzeugs erfolgt die Entwicklung eines Thermalsystems in zwei Schritten (Bild 4.3.11, Bild 4.3.12).

- Vorläufiger Entwurf, der im Rahmen der vorläufigen Entwurfsüberprüfung des Systems vorgestellt wird (Preliminary Design Review bzw. PDR),
- Endgültiger Entwurf, der im Rahmen der kritischen Entwurfsüberprüfung des Systems genehmigt wird (Critical Design Review bzw. CDR),
- Verifikation des Thermalsystems durch Tests in der Vakuumkammer mit simulierter Weltraumumgebung.

Basierend auf vorläufigen **Systemanforderungen** und **Subsystem-Spezifikationen** werden erste Analysen durchgeführt und eine vorläufige thermische Konfiguration definiert. Mehrere Iterationen sind in der Regel notwendig, da zu Beginn eines Projekts die Systemanforderungen einer Evolution unterworfen sind. Der vorläufige Entwurf bestimmt bereits Größe und Lage von Radiator- und Isolationsflächen, definiert Lage und elektrische Leistung von thermischen Heizern, beschreibt thermische Anforderungen an elektrische Komponenten (thermo-optische Eigenschaften der Oberflächen, Kontaktflächen, Verteilung der Orte mit Verlustleistung, usw.).

Die detaillierte Analyse des Thermalsystems startet üblicherweise mit aufdatierten Anforderungen, die aus der vorläufigen Entwurfsüberprüfung des Systems stam-



**Bild 4.3.11:** Entwicklungsschritte für ein vorläufiges Thermalsystem (nach [4.3.9]).



(nach [4.3.9]).

Die Verifikation aller Anforderungen wird schließlich durch einen **Thermal Balance Test** abgeschlossen, der generell dann durchgeführt wird, wenn das thermische Verhalten durch komplexe Strahlungs- und Leitungsvorgänge bestimmt wird. Üblicherweise wird der gesamte Satellit in Flugkonfiguration den simulierten Weltraumbedingungen ausgesetzt (Vakuum, tiefe Temperatur). Testziele sind unter anderem:

- Um diese Ziele zu erreichen, wird das Testobjekt in ein Temperaturgleichgewicht gebracht und werden die dann gemessenen Temperaturen mit den analytischen Testvorhersagen verglichen. In der Regel werden extrem kalte und warme Orbitfälle simuliert. Bei Testobjekten mit komplexen Geometrien, Öffnungen an der Oberfläche oder in Fälen, in denen die absorbierte Sonnenenergie mit Unsicherheiten behaftet ist, wird zusätzlich die Simulation der Sonneneinstrahlung empfohlen. (Die großen europäischen Testanlagen sind mit entsprechenden Einrichtungen ausgestattet.)

#### 4.3.3.2 Analyseverfahren

1349han04.indd 284

In der Raumfahrt werden insbesondere Finite-Differenzen-Methoden und Finite-Elemente-Methoden eingesetzt. Bei beiden Verfahren werden zu untersuchende Systeme in Netzwerke von Subelementen unterteilt, denen jedoch unterschiedliche Eigenschaften zugeordnet sind.

In Bild 4.3.13 ist die Zerlegung eines einfachen Körpers für die Berechnung nach der **Finite-Differenzen-Methode** in drei Subelemente angedeutet, wobei jedes Element eine mittlere Temperatur  $T$  und eine Wärmekapazität  $K$  besitzt.

Letztere wird aus den thermischen Eigenschaften des Materials berechnet. Bei dieser Methode werden die Eigenschaften der Subelemente einschließlich der Temperatur im Mittelpunkt des Elements angenommen. Man nennt diese Vorgehensweise **Methode der konzentrierten Parameter** oder **lumped parameter method** und erhält durch Interpolation der Punkt-Ergebnisse (Bild 4.3.13c) eine Annäherung an die ideale Verteilung (Bild 4.3.13a). Der Übergang in eine Stufendarstellung (Bild 4.3.13b) wird vermieden. Die Methode ist praktisch eine Finite-Differenzen-Annäherung an die übergeordnete Differenzialgleichung (4.3.20).

Die bisher betrachteten Subelemente besitzen eine endliche thermische Masse bzw. Kapazität und werden Diffusionsknoten genannt. In thermischen Software-Paketen (z. B. ESATAN) werden insgesamt drei Knotentypen genannt:

- Diffusionsknoten mit endlicher thermischer Masse,
- Arithmetische Knoten ohne thermische Masse,
- Grenz- bzw. Randknoten mit unbegrenzter thermischer Masse.

Der **Diffusionsknoten** repräsentiert das Ergebnis einer thermischen Analyse als Temperatur, die auf dem Wärmefluss basiert, der in oder aus dem Knoten fließt.

**Arithmetische Knoten** ohne thermische Masse sind eigentlich physikalisch nicht sinnvoll, jedoch hilfreich, um Oberflächen in einem Modell darzustellen oder um Komponenten mit sehr geringer Masse zu berücksichtigen (Schrauben, Folien, Isolationen mit geringer Masse oder kleine Fluid-Mengen in Rohren). Arithmetische Knoten, die üblicherweise im Verhältnis zur Gesamtzahl der Knoten eine kleine Untermenge ausmachen, nehmen die Temperatur der unmittelbaren Umgebung an.

**Randknoten** (boundary nodes) definieren in einem Modell Linien, Oberflächen und Punkte mit konstanter Temperatur und zwar unabhängig von der Wärmemenge, die sie aufnehmen oder abgeben. Sie verkörpern z. B. die Hintergrundtemperatur eines Satelliten (Weltraum als Wärmesenke, Planetentemperatur) oder im Verhältnis zu anderen Knoten sehr große Massen (Flüssigkeit in einem großen Tank).

Die Einteilung eines Körpers in Knoten bzw. in Volumenelemente erfolgt auf der Grundlage der zu erwartenden Ergebnisse, wobei auch die Minimierung der Rechenzeit eine Rolle spielen kann. Üblicherweise gelten folgende Kriterien:

- Identifikation von Orten, für die Temperaturen ermittelt werden sollen,
- Geforderte Verifikation von Temperaturgradienten und -verläufen,
- Berücksichtigung der geometrischen Komplexität (mögliche Vereinfachungen),
- Physikalische Plausibilität,
- Genauigkeit der Ergebnisse vs. Rechenzeit.

Da diese Faktoren alle ineinander wirken, beruhen problembezogene Vorgehensweisen auf Erfahrung, verbunden mit ingenieurmäßigem Urteilsvermögen. In praktischen Fällen wird man den Volumenelementen einfache geometrische Formen zuordnen, deren Eigenschaften (Oberflächen, Volumina, Masse, Kapazitäten) ohne Schwierigkeiten zu berechnen sind (Quader, Rechtecke, usw.). Komplexe Strukturen können durch einfache Formen angenähert werden, wobei sich die Methode der Näherung an der geforderten Genauigkeit der Ergebnisse ausrichtet. Auch hier arbeitet der Ingenieur aufgrund relevanter Erfahrungen.

Die Technik der **konzentrierten Parameter-Methode** wird nachfolgend an einem einfachen Beispiel erläutert, das aus [4.3.10] entnommen wurde.

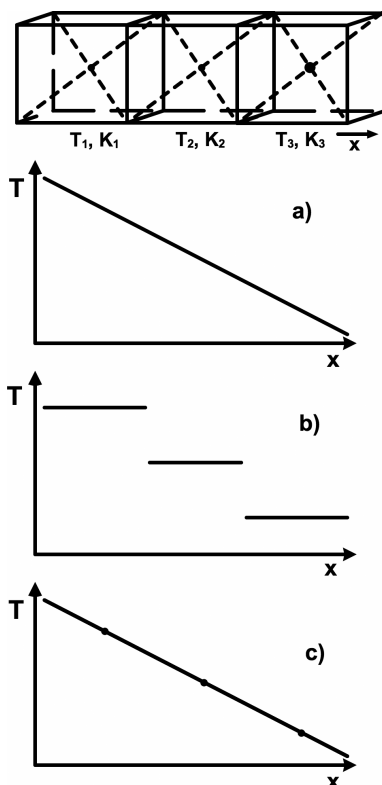


Bild 4.3.13: Zerlegung eines Körpers in Subelemente.

Es wird eine metallische Platte entsprechend Bild 4.3.14 angenommen. Die Seiten A und D besitzen feste Temperaturen von 50 °C und 0 °C, während die übrigen Seiten B, C, E und F isoliert sind. Die Platte mit den Abmessungen, wie in Bild 4.3.14 angegeben, hat die Dicke  $d$ , die thermische Leitfähigkeit  $\lambda$ , die spezifische Wärmekapazität  $c$  und die Dichte  $\rho$ . Gesucht werden die stationäre Temperaturverteilung und das transiente Verhalten bei einer Anfangstemperatur von 0 °C zum Zeitpunkt  $t = 0$ . Zunächst wird die Platte in quadratische Elemente aufgeteilt, wobei wegen der gewählten Geometrie die Rand- und Eckelemente halbe, viertel und dreiviertel Quadrate darstellen. Die Knoten sind mit einem Abstand von  $s = 50$  mm in den Zentren der Elemente angeordnet. Knoten sind zusätzlich an den Rändern der Platte angeordnet, um hier Festtemperaturen als Randbedingung zu definieren. Durch diese Festlegungen (Knotenabstand gleich Elementseitenlänge) errechnen sich Wärmeleitungen und Kapazitäten wie folgt:

Wärmeleitung in der Plattenmitte:

$$L_m = \frac{\lambda d s}{s} = \lambda d \quad (4.3.24)$$

Wärmeleitung am Plattenrand:

$$L_r = \frac{\lambda d \frac{s}{2}}{s} = \frac{\lambda d}{2} \quad (4.3.25)$$

Die Wärmekapazitäten, die für instationäre Rechnungen benötigt werden, berechnen sich aus den Materialeigenschaften und zwar für Mittelknoten:

$$K_m = d s s \rho c = c \rho s^2 d \quad (4.3.26)$$

für Randknoten (halbe Elementfläche):

$$K_r = d s \frac{s}{2} \rho c = \frac{c \rho s^2 d}{2} \quad (4.3.27)$$

für Eckknoten 25 (viertel Elementfläche):

$$K_e = d \frac{s}{2} \frac{s}{2} \rho c = \frac{c \rho s^2 d}{4} \quad (4.3.28)$$

für den Eckknoten (dreiviertel Elementfläche):

$$K_{el} = \frac{3 c \rho s^2 d}{4} \quad (4.3.29)$$

Nach Durchnummerierung der Knoten entsprechend Bild 4.3.14 entsteht eine Diskretisierung der Platte in 40 Knoten mit 66 Konduktoren (Bild 4.3.15).

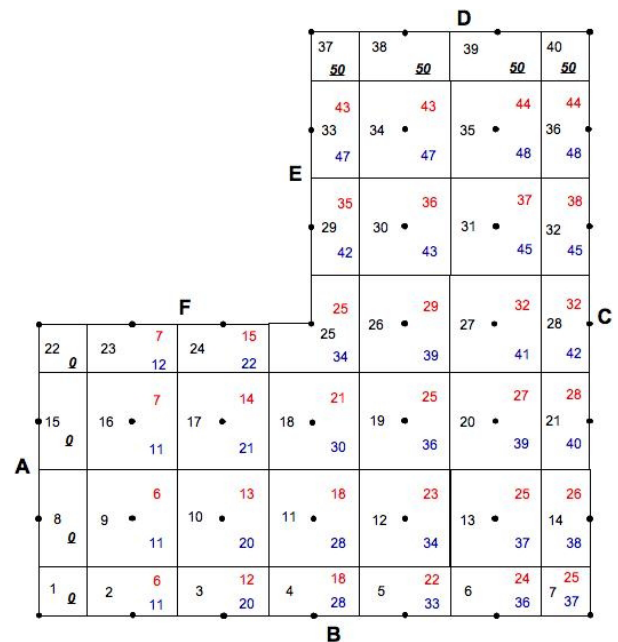


Bild 4.3.14: Beispiel einer Knotenaufteilung für eine Platte.

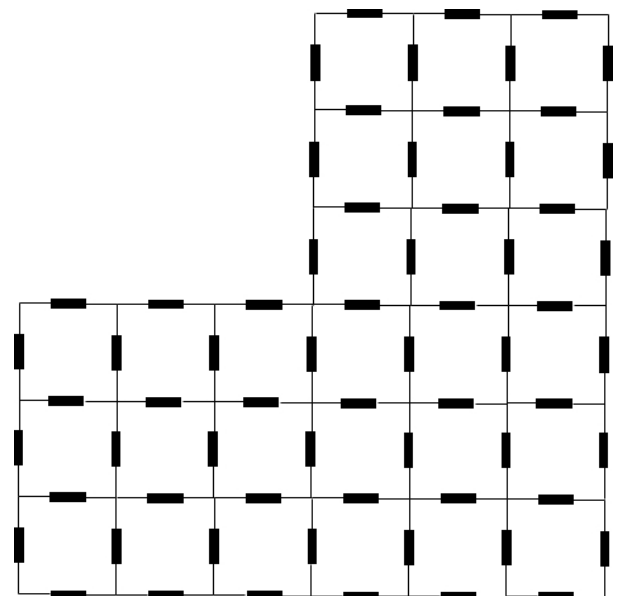


Bild 4.3.15: Konduktoren des Knotenmodells aus Bild 4.3.14.

Dieses Beispiel wurde mit dem Software-Paket ESATAN basierend auf folgenden Randbedingungen analysiert:

- Material: reines Aluminium (thermische Leitfähigkeit  $\lambda = 204$  W/(m K), spezifische Wärmekapazität  $c = 879$  J/(kg K), Dichte  $\rho = 2700$  kg/m<sup>3</sup>),
- Dicke der Platte  $d = 2$  mm,
- Randknoten 1, 8, 15 und 22 mit 0 °C als feste Temperatur,
- Randknoten 37, 38, 39 und 40 mit 50 °C als feste Temperatur.

**Ergebnisse:**

1. Stationäres Temperaturfeld (ohne Abstrahlung)  
Ergebnis: obere rote Zahlen in Bild 4.3.14
2. Stationäres Temperaturfeld mit zusätzlicher Sonneneinstrahlung auf einer Seite mit  $\alpha = 0,2$  und einseitiger Abstrahlung mit  $\varepsilon = 0,8$   
Ergebnis: untere blaue Zahlen in Bild 4.3.14
3. Instationäres Temperaturverhalten für den Fall, dass zu Anfang alle Knotentemperaturen bei  $0^\circ\text{C}$  liegen  
Ergebnis: Nach 6 Minuten erreicht die Platte stationäres Verhalten mit Temperaturen wie unter 1. angegeben.

Thermische Software-Pakete arbeiten in der Regel mit drei verschiedenen Leitwerten:

**GL-Leitwert** = Linearer Leitwert nach Beziehung (4.3.11) zwischen den Knoten  $i$  und  $j$  mit den Temperaturen  $T_i$  und  $T_j$ :

$$\Delta \dot{q}_{ij}^c = k_{ij} (T_i - T_j) \quad (4.3.30)$$

$k_{ij}$  Wärmeleitfaktor zwischen Knoten  $i$  und  $j$ .

Lineare Leitwerte repräsentieren den Wärmetransport durch Festkörper und andere Prozesse, die linear behandelt werden können, wie Konvektion, Kondensation und Verdampfung.

**GR-Leitwert** = Leitwert bei thermischer Strahlung gemäß Beziehung (4.3.1), ausgedrückt als Wärmeflussdichte:

$$\Delta \dot{q}_{ij}^{\text{rad}} = \sigma h_{ij} (T_i^4 - T_j^4) \quad \text{mit} \quad h_{ij} = \varepsilon_i \varepsilon_j e_{ij} \quad (4.3.31)$$

$h_{ij}$  ist also der Strahlungsformfaktor, der sowohl die effektive Emissivität als auch den Sichtfaktor zwischen beiden Knoten  $i$  und  $j$  enthält. Die Details, wie mit diesen Informationen ein Eingangsdatensatz für einen handelsüblichen Computer-Lösungscode (z. B. ESATAN) geschrieben, die Lösungsmethode spezifiziert und die Ergebnisse dargestellt werden, sind in den relevanten Benutzerhandbüchern beschrieben.

**GF-Leitwert** = Repräsentiert den Wärmefluss in oder aus einem Knoten aufgrund der Strömung eines Fluids in einem Rohr. Hierbei wird angenommen, dass das Fluid in einen Knoten  $i$  mit der Temperatur  $T_u$  des stromaufwärts gelegenen Knotens  $u$  eintritt und mit der eigenen Temperatur  $T_i$  verlässt. Der Wärmefluss kann daher wie folgt geschrieben werden:

$$\Delta \dot{q}_i^f = w c (T_u - T_i) = l (T_u - T_i) \quad (4.3.32)$$

$w$  Massenflussdichte

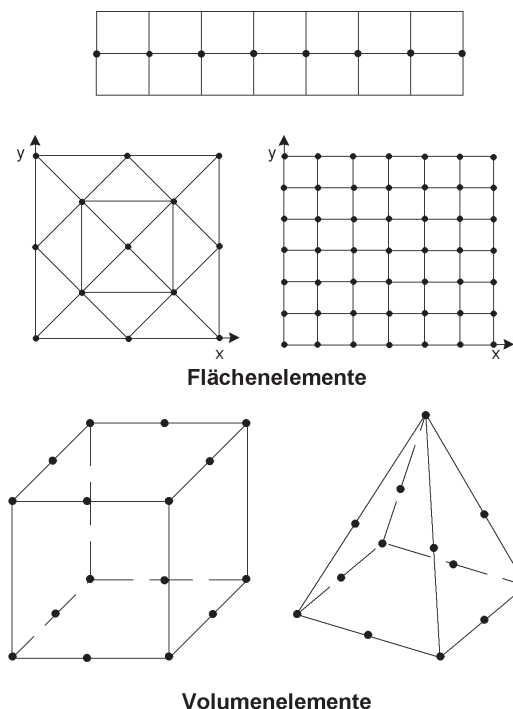
$l$  GF-Leitwert

Temperaturberechnungen lassen sich auch mit der **Finite-Elemente-Methode** durchführen, die jedoch meist für

Strukturanalysen herangezogen wird. Klassische Anwendungen finden sich im Grenzbereich zwischen thermischen und strukturellen Problemstellungen, zum Beispiel für das Ermitteln thermo-mechanischer Spannungen und thermisch bedingter Verzüge in Strukturen. Bei der FE-Methode wird ein **feinmaschiges Netz von Subelementen** über die zu analysierende Struktur gelegt. Ein-, zwei- und dreidimensionale Elemente können genutzt werden, die wie in Bild 4.3.16. gezeigt, verschiedene Geometrien annehmen. Jedes Element hat Elementknoten an den Ecken (und nicht im Zentrum, wie bei der Finite-Differenzen-Methode). Parameter (z. B. Temperaturen) werden üblicherweise für die Randknoten spezifiziert oder berechnet und bei verschiedenen Werten interpoliert, d. h., Eigenschaften eines Elements sind nicht konstant (im Gegensatz zum isothermen Knoten bei der Finite-Differenzen-Methode).

Die FE-Methode berechnet einen expliziten Ausdruck für die Temperatur, basierend auf bekannten Funktionen, die den bestimmenden Differenzialgleichungen und den Randwerten eines Elements genügen. Die Methode ist sehr vielseitig. Es lassen sich statische, dynamische, thermische und elektromagnetische Probleme lösen, ebenso nicht-lineare Probleme (Verformungen, nicht-lineare Materialeigenschaften, Kontaktprobleme).

Dass die FE-Methode in der Thermalanalyse weniger gebräuchlich ist, hat seine Gründe. Da die Genauigkeit der Ergebnisse einer FE-Analyse mit der Anzahl der Elemente bzw. mit der Feinmaschigkeit des Netzes steigt, benötigt ein Finite-Elemente-Modell üblicherweise mehrere hundert



**Bild 4.3.16:** Knoten- und Elementdefinition bei der FEM.



Elemente, um adäquate Ergebnisse zu erbringen. Dies ist ein Nachteil bei der Berechnung thermischer Probleme, da, wie weiter oben gezeigt wurde, jedem Element (Knoten) als Ergebnis eine Temperatur zugeordnet wird, die aber in dieser Anzahl für ein thermisches Analyseergebnis nicht benötigt werden.

Diffusionsknoten (Knoten mit Masse) und Randknoten sind auch bei der FE-Methode üblich, jedoch können arithmetische Knoten (solche ohne Masse) nicht eingesetzt werden. Auch kann die FE-Methode einem größeren Körper (zum Beispiel einem elektronischen Gerät) nicht einen einzelnen Knoten zuweisen, so wie es für das Finite-Differenzen-Verfahren gebräuchlich ist. Für typische thermische Analysen wird ein FE-Modell deshalb immer sehr viel größer als notwendig sein. Auch gekrümmte Oberflächen, wie Kugeln und Zylinder, benötigen weit mehr finite Oberflächenelemente, um die Konfiguration zu beschreiben, als bei der Finite-Differenzen-Methode. Bei letzterem Verfahren genügt oft ein 360°-Knoten, was bei der FE-Methode nicht möglich ist. Während bei Strahlungsaustausch nach der Monte-Carlo-Methode die wahre Oberflächenbeschreibung von gekrümmten Flächen akzeptiert wird, werden bei der FE-Methode diese Flächen durch ebene Elemente oder durch eine polynomische Anpassung angenähert. Dadurch kann die Genauigkeit bei der Bestimmung der Strahlungsaustauschfaktoren beeinträchtigt werden, was wiederum durch Erhöhung der Elementanzahl zu kompensieren ist. Die Kombination von erhöhter Anzahl der Oberflächenelemente und resultierenden Austauschfaktoren kann außerdem die Komplexität und Dauer einer Thermalrechnung beträchtlich erhöhen.

#### 4.3.3.3 Verifikation durch Test

Nach der analytischen Entwurfsphase und dem Bau der Hardware schließt sich die Testphase an, in der nachgewiesen wird, ob die Hardware die spezifizierten Anforderungen erfüllt. Man unterscheidet meist drei Test-Kategorien:

**Entwicklungstests** werden bereits sehr früh im Programm absolviert, um neue technische Konzepte auf ihre Brauchbarkeit zu überprüfen und Risiken zu reduzieren, bevor mit dem Bau der Flughardware begonnen wird. Erfahrungen, die in Entwicklungstests gewonnen werden, fließen in Testprozeduren für Qualifikations- und Abnahmetests ein.

Mit **Qualifikationstests** wird formal nachgewiesen, dass der Entwurf und der Herstellprozess Flughardware produzieren, die den gestellten Anforderungen genügt. Mit diesen Tests werden Abnahmetestprozeduren einschließlich Testverfahren, Instrumentierung und notwendige Software validiert. Um diese Zielsetzung zu erreichen, sind die Testbedingungen härter als die zu erwartenden Flugbedingungen. Qualifikationshardware wird deshalb nicht geflogen.

**Abnahmetests** (im Englischen „acceptance tests“) sind ebenfalls formale Tests, die die Eignung eines Liefergegenstandes für seinen Verwendungszweck als Flughardware demonstrieren. Die Tests sollen bezeugen, dass die spezifizierten Anforderungen eingehalten werden und dass keine versteckten Fehler aufgrund der handwerklichen Ausführung und der getroffenen Materialauswahl vorliegen.

In den genannten Testkategorien werden verschiedene thermische Tests durchgeführt:

Im **thermischen Zyklentest** wird das Testobjekt wechselweise kalten und warmen Temperaturen ausgesetzt. Auf Geräteebe wird dieser meist in Luft oder unter Stickstoffgas ausgeführt. Die dabei entstehende Konvektion hilft, einen schnellen Wechsel zwischen den Temperaturextremen zu erreichen. Der mit zyklischen Temperaturwechseln erzeugte thermische Stress soll verborgene Schwachstellen im Material und etwaige Fehler während der Integration des Testobjekts aufdecken. Als zweites Testziel werden Funktionstests durchgeführt, die bei den extremen Temperaturniveaus erfolgreich sein müssen.

Im **thermischen Vakuumtest** wird das Testobjekt ebenfalls Temperaturzyklen ausgesetzt. Da hier die Konvektion unterbunden ist, repräsentiert dieser Test am ehesten die wirklichen Weltraumbedingungen, sodass realistische Funktionstests durchgeführt werden können. Da hier der Wechsel zwischen den extremen Temperaturen weniger schnell vonstatten geht (fehlende Konvektion), hat die Einwirkung von thermischem Stress eine untergeordnete Bedeutung.

Der **thermische Gleichgewichtstest** (im Englischen „thermal balance test“) wird üblicherweise auf Subsystem- oder Systemebene durchgeführt und ist meist Teil des vorher beschriebenen thermischen Vakuumtests. Er ist der wichtigste Test für das thermische Subsystem und hat zwei bedeutende Aufgaben:

- Verifikation des thermischen Entwurfs,
- Korrelation mit dem mathematischen Simulationsmodell.

Bei diesem Test werden für Flugbedingungen, die für den Entwurf des Thermalsystems bestimmend sind, Gleichgewichtstemperaturen ermittelt und diese mit den analytischen Vorhersagen, die mit dem mathematischen Thermalmodell errechnet wurden, verglichen. Nach erfolgter Korrelation können mit dem so verifizierten mathematischen Modell die **Temperaturvorhersagen** für die Flugphase des Raumfahrzeugs durchgeführt werden. Testfälle beinhalten meist warme und kalte Flugbedingungen, um alle Aspekte des Subsystementwurfs abzudecken, einschließlich Betrieb des Heizersystems, Dimensionierung der Radiatoren und kritischer Wärmeflüsse. Für komplexe Satellitenkonfigurationen kann in den großen europäischen Testkammern zusätzlich die Sonneneinstrahlung simuliert werden. In letzter Zeit wird diese Möglichkeit wegen der

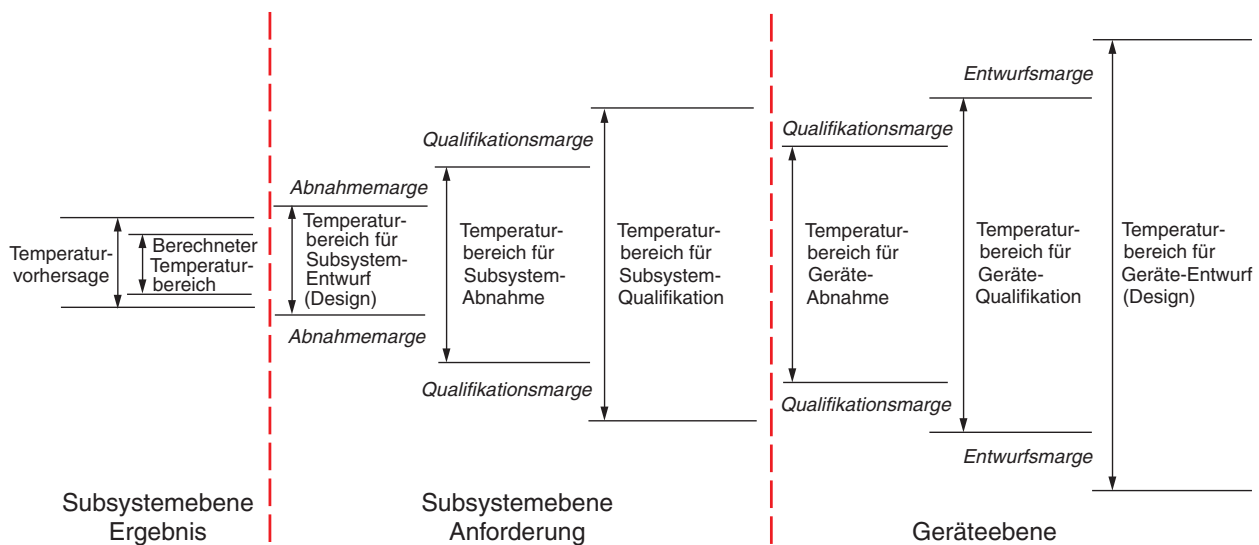


Bild 4.3.17: Temperaturdefinitionen auf Geräte- und Systemebene (nach [4.3.9]).

hohen Kosten immer weniger genutzt. Dieser Trend wird unterstützt durch die hohe Qualität und Zuverlässigkeit heutiger Computer-Simulationsprogramme, die Effekte der Sonneneinstrahlung auf Satelliten mit hoher Sicherheit vorhersagen können. Bei der Festlegung der Testtemperaturen werden die spezifizierten Bandbreiten für die operationellen und nicht-operationellen Temperaturen und die Grenztemperatur für das Einschalten der Geräte zugrunde gelegt. Sie sind in Bild 4.3.17 definiert.

## 4.3.4 Technische Lösungen

### 4.3.4.1 Überblick

Zur Optimierung des Thermalhaushalts wird eine Kombination von Techniken eingesetzt, die an ausgewählten Stellen des Satelliten den Wärmefluss durch Leitung und Strahlung vermindern oder verstärken. Die wichtigsten Verfahren sind folgende:

- Verminderung des Strahlungsaustauschs durch **Mehrlagenisolation (MLI)**,
- Verstärkung bzw. Verminderung des **Strahlungsaustauschs** durch **Oberflächen** mit hohen bzw. niedrigen Absorptions- und Emissionskoeffizienten (z. B. schwarze Farbe bzw. metallische Oberflächen),
- Optimierung des **Abstrahlverhaltens** von Radiatoren durch **Oberflächen** mit geringem Absorptionsvermögen im solaren Spektrum und gleichzeitig hohem Emissionsvermögen im infraroten Bereich,
- Beeinflussung des Abstrahlverhaltens durch Geometriegestaltung und Stabilisation (Beispiel HELIOS A und B),

- aktive Beeinflussung des Abstrahlverhaltens von Radiatoren durch Einsatz von **jalousieartigen Blenden** (Louver), die sich aufgrund einer vorbestimmten Temperatur automatisch öffnen oder schließen, oder durch elektrisch veränderbare Emissionskoeffizienten,
- Verwendung von **Materialien** mit hoher thermischer Leitfähigkeit (Aluminium, hoch leitende Kohlefasern) und solchen mit geringer thermischer Leitfähigkeit (Kunststoffe),
- Einsatz von **Zwei-Phasen-Kühlkreisläufen** zum effizienten Wärmetransport zwischen entfernten Bereichen im Satelliten (Wärmerohre, Loop Heat Pipes),
- Verwendung von **Heizelementen** zur Temperaturregulierung und -stabilisierung von dedizierten Bauteilen.

Im Folgenden wird auf die wichtigsten dieser Verfahren näher eingegangen.

### 4.3.4.2 Thermische Isolation

Thermische Isolationen werden eingesetzt, um den Wärmefluss zwischen zwei Temperaturbereichen zu vermindern. Es können homogene Materialien mit geringer Wärmeleitfähigkeit eingesetzt werden (Kunststoffe, Schäume), die die Wärmeleitung vermindern, oder Mehrlagenisolationen, die den Wärmeaustausch durch Strahlung reduzieren, da jede Lage als Strahlungsschild wirkt.

**Mehrlagenisolation (MLI)**, die sehr häufig in der Thermalkontrolle von Raumfahrzeugen eingesetzt wird, reduziert den Wärmefluss von und zu einer Komponente und vermindert Temperaturfluktuationen bei variierenden externen Strahlungsverhältnissen. Typische Anwendungen sind:

- Reduktion des Wärmeflusses in einen kryogenen Treibstofftank, um Verdampfungsverluste zu minimieren,
- Reduktion von Wärmeverlusten einer Komponente, um die Heizleistung zu verringern, die notwendig ist, um die Komponente in den spezifizierten Temperaturgrenzen zu halten,
- Isolation eines Satelliten, um den Wärmeverlust während Schattenphasen zu vermindern und den Wärmeeintrag bei direkter Sonneneinstrahlung zu reduzieren. Dadurch wird die interne Temperaturvariation aufgrund der wechselnden Umwelteinflüsse stark vermindert.

Thermische Isolation kann auch durch konstruktive Maßnahmen erreicht werden, wenn Kräfte oder Momente in einem isolierten System von einem Ort hoher Temperatur zu einem Ort tiefer Temperatur oder umgekehrt übertragen werden müssen. Bei dieser nicht konventionellen Isolier-technik wird die Isolierwirkung von Kugelkontaktflächen ausgenutzt, d. h., handelsübliche Wälzlagerkugeln aus Stahl oder Glas werden als „Schicht“ zwischen zwei oder mehrere Metallplatten oder zylindrisch angeordnete Röhren gespannt [4.3.11]. Je nach Bauart, Krafteinwirkung und Materialeigenschaft ergeben sich unterschiedliche thermische Widerstände bzw. Wärmeflüsse.

MLI besteht aus mehreren Lagen **Kunststofffolien** (Polyester oder Polyamide), die zur Verminderung der Wärmeleitung durch Kunststoffnetze getrennt werden. Zur Reduktion des thermischen Strahlungsaustauschs sind die Folien beidseitig mit Aluminium beschichtet ( $\varepsilon \leq 0,025$ ). Die Dicke der Folien liegt zwischen 15 und 50  $\mu\text{m}$ , die der Aluminiumschicht bei etwa 25 nm. MLI erzeugt ihre gute Isolationswirkung im Vakuum, da hier die Wärmeleitung über Gas vermieden wird. Die Folien werden deshalb perforiert, um während des Evakuierens die MLI nicht zu beschädigen und den verbleibenden Restdruck zu vermindern. Er sollte unter  $10^{-8}$  Pa liegen.

Theoretisch lässt sich die **Emissivität** einer evakuierten MLI mit  $n$  Folien, die sich nicht berühren, also bei der weder Gasleitung noch Festkörperleitung stattfindet, wie folgt berechnen:

$$\varepsilon = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1} \left( \frac{1}{n+1} \right) \quad (4.3.33)$$

wobei  $\varepsilon_1$  und  $\varepsilon_2$  die Emissivitäten der beiden Folienseiten bedeuten. In der Praxis stellen sich diese idealen Verhältnisse nicht ein, und man definiert eine **effektive Emissivität**  $\varepsilon^*$  bzw. eine **effektive Wärmeleitfähigkeit**  $k^*$ , die sich aus Testergebnissen ableiten:

$$\varepsilon^* = \frac{\dot{Q}}{F \sigma (T_w^4 - T_k^4)} \quad (4.3.34)$$

**Tabelle 4.3.4:** Effektive Leitfähigkeit und Emissivität von 10- und 20-lagigen MLI [4.3.12].

$T^*$ (in °C)	10 Lagen		20 Lagen	
	$k^*$ (W/(m <sup>2</sup> K))	$\varepsilon^*$	$k^*$ (W/(m <sup>2</sup> K))	$\varepsilon^*$
-85	$0,5 \cdot 10^{-2}$	$2,7 \cdot 10^{-3}$	$0,4 \cdot 10^{-2}$	$2,2 \cdot 10^{-3}$
-45	$1,4 \cdot 10^{-2}$	$3,6 \cdot 10^{-3}$	$1,0 \cdot 10^{-2}$	$2,5 \cdot 10^{-3}$
+10	$2,1 \cdot 10^{-2}$	$3,6 \cdot 10^{-3}$	$1,3 \cdot 10^{-2}$	$2,3 \cdot 10^{-3}$
+50	$2,9 \cdot 10^{-2}$	$3,8 \cdot 10^{-3}$	$2,1 \cdot 10^{-2}$	$2,6 \cdot 10^{-3}$
71	$3,9 \cdot 10^{-2}$	$4,2 \cdot 10^{-3}$	$2,8 \cdot 10^{-2}$	$3,0 \cdot 10^{-3}$

$T^*$  durchschnittliche Temperatur der MLI

$$k^* = \frac{d(\dot{Q}/F)}{T_w - T_k} \quad (4.3.35)$$

$d\dot{Q}/dt$  Wärmetransport durch die MLI

$F$  Oberfläche der MLI

$T_w, T_k$  Temperatur der warmen und kalten MLI Seite

$d$  Dicke der MLI

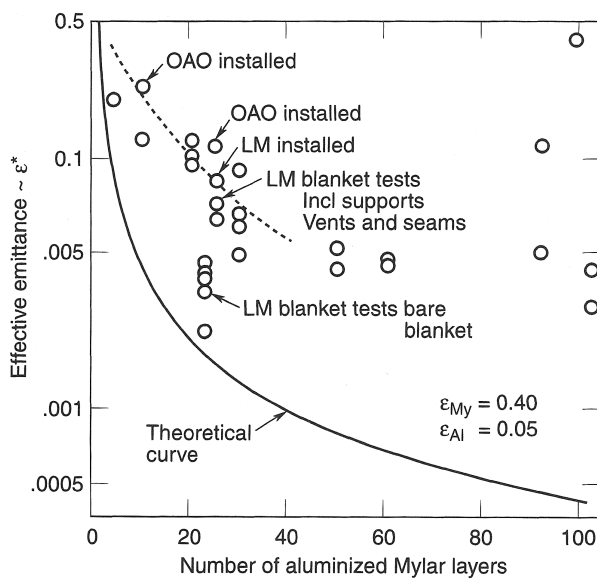
In Tabelle 4.3.4 sind für MLI mit verschiedener Folienanzahl und Temperatur gemessene Werte für  $\varepsilon^*$  und  $k^*$  zusammengefasst.

Jedoch sind die theoretischen und gemessenen Werte, die auf der Basis von großen und flachen MLI-Matten basieren, nicht ausreichend, um die tatsächliche Effektivität der MLI im integrierten Zustand vorherzusagen, da folgende Faktoren die Isolationswirkung einer MLI verschlechtern:

- Verbleibende **Restgase** zwischen den Folien, die auch durch ständiges Ausgasen des Materials entstehen können,
- **Kompression** der MLI während des Installationsvorgangs und durch Temperaturänderung bedingte Kontraktion,
- **Überlappungen** einzelner MLI-Matten, MLI-Nähte und Säume, Druckstellen durch Umlenkungen,
- Befestigungs- und Erdungsmethode,
- Anzahl, Größe und Lage von **Perforationen**, die zur besseren Evakuierung benutzt werden.

Generell sinkt die Effektivität einer MLI mit der Komplexität der zu isolierenden Konfiguration bzw. mit der Anzahl und der geringen Größe der Einzel-MLI-Matten sowie mit der Anzahl der notwendigen Überlappungen. Zur Illustration dieses Sachverhaltes sind in Bild 4.3.18 theoretische Werte mit verschiedenen Testwerten von installierten MLI verglichen.

In der Praxis wird in der Entwicklungsphase eines Satelliten zunächst mit **effektiven Emissivitäten** zwischen 0,01 und 0,03 gerechnet, wobei der höhere Wert für komplexe Konfigurationen zugrunde gelegt wird. Ein



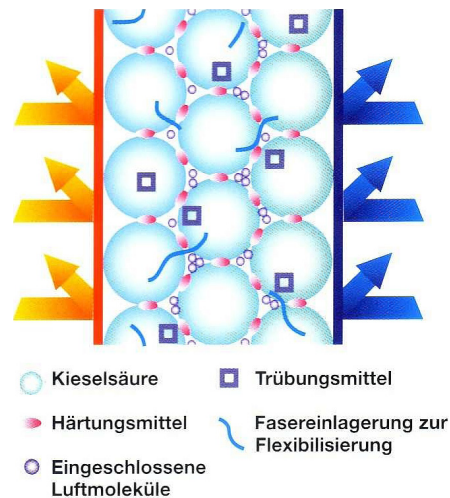
**Bild 4.3.18:** Effektive MLI-Emissivität in Abhängigkeit von der Anzahl der Lagen [4.3.6].

Fehler in der Bewertung der MLI-Effektivität wirkt sich vor allem im Temperaturniveau des Satelliten aus. Basierend auf Ergebnissen des thermischen Vakuumtests hat man dann Gelegenheit, dieses Niveau durch Trimmen der MLI im Bereich der Radiatoren anzupassen.

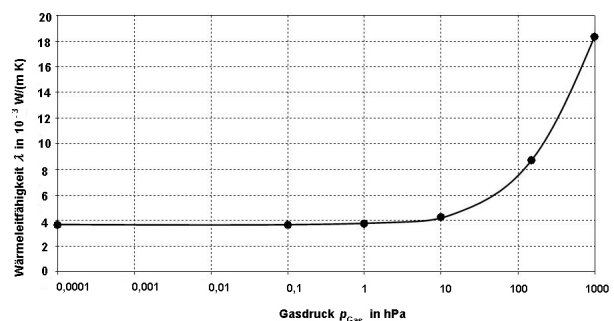
In Missionen zu Planeten, die eine eigene Atmosphäre besitzen, lässt sich die beschriebene, für das Vakuum optimierte MLI nicht einsetzen. Auf dem Mars herrscht zum Beispiel eine  $\text{CO}_2$ -Atmosphäre von 6 ... 10 mbar. Für diesen Anwendungsfall lässt sich eine Isolation mit **mikroporöser Molekularstruktur** einsetzen, die in neuerer Zeit für den terrestrischen Einsatz entwickelt wurde (Vakuum-Isolationspaneele für die Bauindustrie). Sie basiert auf pulverförmiger, hoch disperser Kieselsäure, bei der Moleküle nur Punktkontakt haben und zusätzlich durch ein Härtungsmittel getrennt sind (Bild 4.3.19). Dadurch wird die Festkörper-Wärmeleitung stark minimiert [4.3.13]. Die Abmessungen der verbleibenden Hohlräume sind geringer als die freie Weglänge des eingeschlossenen Niederdruck-Gases, sodass auch die dem Gas zuzuordnende Wärmeleitung praktisch unterbunden wird. Zusätzlich wird durch Zugabe von pulvrigem Infrarot-Trübungsmittel auch der Wärmetransport durch Strahlung minimiert.

**Thermische Tests** haben in der Tat ergeben, dass bis zu einem Gasdruck von etwa 10 mbar die Wärmeleitfähigkeit auf einem sehr niedrigen und konstanten Wert von knapp 4 mW/(m K) verbleibt (Bild 4.3.20).

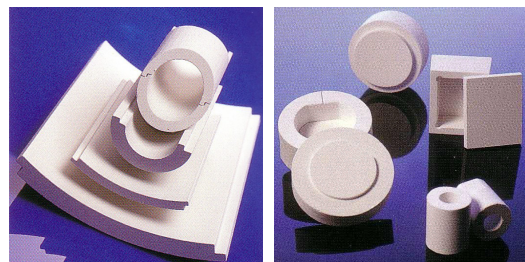
Durch Verpressen des Materials lassen sich Platten und Formstücke herstellen, die durch Fräsen und Bohren zu beliebigen **Isolationsstücken** verarbeitet werden können (Bild 4.3.21). Bild 4.3.22 zeigt die Bodenplatte eines Isolationsaufbaus für eine Mars-Sonde [4.3.14].



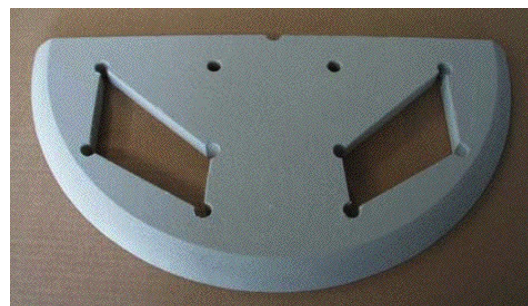
**Bild 4.3.19:** Funktion des auf Kieselsäure basierenden Isolationssystems [4.3.13].



**Bild 4.3.20:** Einfluss des Gasdrucks auf die thermische Leitfähigkeit von Kieselsäure-Isolation [4.3.13].



**Bild 4.3.21:** Isolationsformstücke [4.3.13].



**Bild 4.3.22:** Durch Fräsen bearbeitetes Isolationswerkstück.



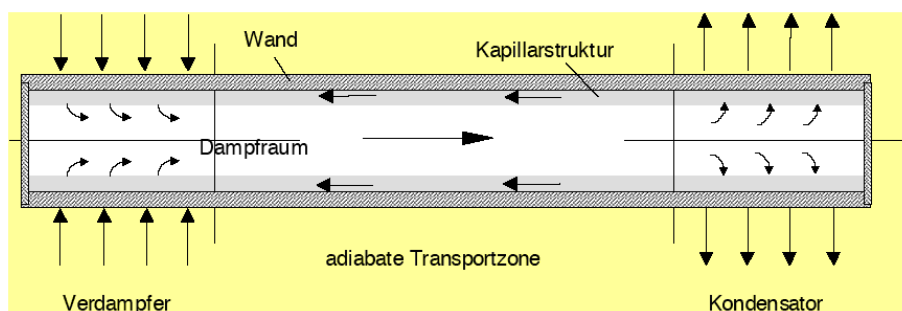


Bild 4.3.23: Arbeitsprinzip eines Wärmerohrs [4.3.15].

#### 4.3.4.3 Zwei-Phasen-Kühlkreisläufe

Bei Zwei-Phasen-Kühlkreisläufen wird die Verdampfungswärme einer Flüssigkeit zwischen einer Verdampfungs- und einer Kondensationszone übertragen. Die einfachste Form einer solchen Vorrichtung ist das **Wärmerohr** (die englische Bezeichnung **Heat Pipe** ist auch im deutschen Sprachbereich gebräuchlich).

Nach Bild 4.3.23 besteht ein Wärmerohr aus einem hermetisch abgeschlossenen, zylindrischen Rohr, in dem an der Innenwand eine Kapillarstruktur (Docht) angeordnet ist. Nach dem Evakuieren wird das Wärmerohr mit einer **Wärmeträgerflüssigkeit** gefüllt, wobei die Menge so bemessen wird, dass gerade die Kapillarstruktur gesättigt ist. Leitet man nun Wärme in den Verdampfer und kühlt den Kondensatorbereich, strömt der entstehende Dampf zur Kühlzone und kondensiert dort unter Wärmeabgabe. Das Kondensat wird anschließend durch die Kapillarkraft der Dochtstruktur in den Verdampfungsbereich zurückgeführt.

Wärmerohre arbeiten völlig passiv und ohne äußere Energiezufuhr. Da Verdampfung und Kondensation bei etwa der gleichen Temperatur stattfinden, kann Wärme mit sehr kleiner Temperaturdifferenz übertragen werden. In der Praxis stellen sich Temperaturunterschiede aufgrund der radialen Widerstände in der Verdampfungs- und Kondensatorzone und durch die Druckverluste im strömenden Fluid ein.

Der **Temperaturbereich**, in dem Wärmerohre arbeiten, ist theoretisch nach unten durch den Gefrierpunkt und nach oben durch den kritischen Punkt der verwendeten Flüssigkeit begrenzt. In Bild 4.3.24 sind diese Bereiche für einige Flüssigkeiten angegeben.

Ein weiteres Kriterium für die Leistungsfähigkeit eines Wärmerohrs sind die **thermo-hydraulischen Eigenschaften** der eingesetzten Flüssigkeit. Flüssigkeiten mit hoher Verdampfungswärme  $\kappa$ , Dichte  $\rho$  und Oberflächenspannung  $\tau$  sowie niedriger dynamischer Viskosität  $\eta$  sind am besten geeignet. Zur Beurteilung wird die **Gütezah**  $G$  eingeführt:

$$G = \frac{\kappa \rho \tau}{\eta} \quad (4.3.36)$$

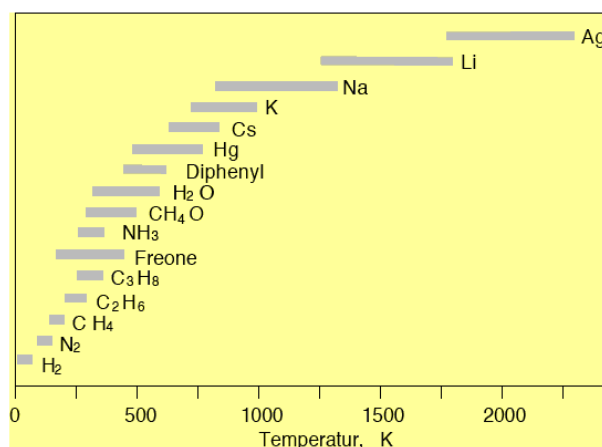


Bild 4.3.24: Operationelle Temperaturbereiche einiger Wärmerohrflüssigkeiten [4.3.15].

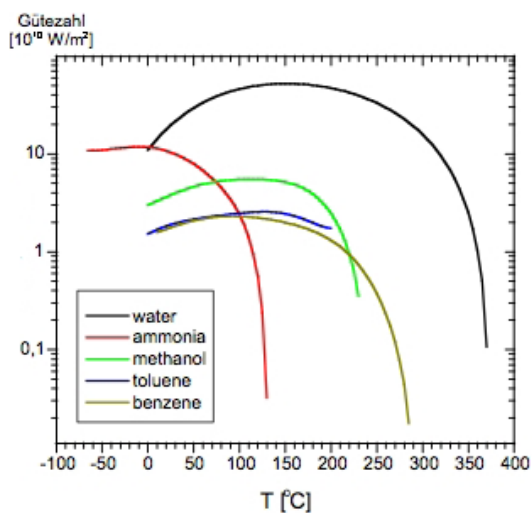


Bild 4.3.25: Gütezahl einiger Wärmerohrflüssigkeiten.

Sie ist für einige Flüssigkeiten in Bild 4.3.25 über der Temperatur aufgetragen. Aus dieser Abbildung ist auch die starke Temperaturabhängigkeit der Flüssigkeitseigenschaften ersichtlich. Als Faustformel gilt, dass Flüssigkeiten für den mittleren Temperaturbereich die größte Leistungsfähigkeit bei ihrem normalen Siedepunkt (1 bar) besitzen.



**Tabelle 4.3.5:** Kompatibilität von Wärmerohrmaterialien.

Wandmaterial	Wasser	Azeton	Ammoniak	Methanol
Kupfer	KE	KE	EE	KE
Aluminium	GEA	KL	KE	EE
Rostfreier Stahl	GEH	WK	KE	GEH
Nickel	WK	WK	KE	KL

KE Kompatibilität durch erfolgreichen Einsatz nachgewiesen

KL Kompatibilität in der Literatur bestätigt

WK Wahrscheinlich kompatibel

EE Einsatz wird nicht empfohlen

KU Kompatibilität unbekannt

GEA Gas entsteht bei allen Temperaturen

GEH Gas entsteht bei hohen Temperaturen

Die Wahl der Wärmerohrflüssigkeit wird auch aufgrund ihrer **Kompatibilität zum Wandmaterial** des Wärmerohrs bestimmt. Aus der Literatur sind Materialkombinationen bekannt, die nicht zu Korrosion bzw. Bildung von nicht-kondensierbaren Gasen führen. Die Informationen zur Kompatibilität von Materialien in Tabelle 4.3.5 sind aus [4.3.16] entnommen.

Die Leistungsfähigkeit eines Wärmerohrs hängt entscheidend von der Größe des **Kapillardrucks** ab, der mit der eingesetzten Kapillarstruktur erzeugt werden kann. Dampf und Flüssigkeit bilden ein geschlossenes Strömungssystem, wobei der Druckgewinn durch Kapillarität den Druckverlusten in der Flüssigkeits- und Dampfströmung gegenübersteht. In allen Operationszuständen gilt

$$\Delta p_c = \Delta p_f + \Delta p_d \quad (4.3.37)$$

$\Delta p_c$  Kapillardruck

$\Delta p_f$  Druckverlust in der Flüssigkeit

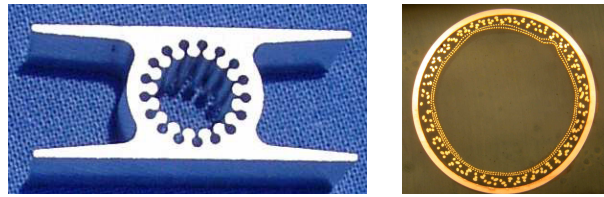
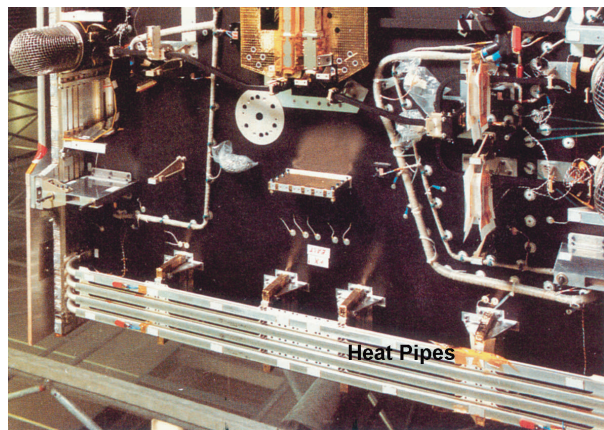
$\Delta p_d$  Druckverlust im Dampf

Der Kapillardruck  $\Delta p_c$ , d. h. die Druckdifferenz an einer gekrümmten Flüssigkeitsfläche mit dem Krümmungsradius  $r$ , berechnet sich allgemein aus:

$$\Delta p_c = 2 \frac{\tau}{r} \quad (4.3.38)$$

Nimmt die Wärmezufuhr ins Wärmerohr zu, erhöhen sich die Geschwindigkeiten in der Dampf- und Flüssigkeitsströmung und damit die Druckverluste. Das Wärmerohr versagt, wenn die Strömung abbricht, d. h. wenn die Druckverluste in der Strömung größer werden als der Druckgewinn durch Kapillarität.

Gebräuchliche **Kapillarstrukturen** sind u. a. offene **Axialrillen** oder eine Kombination aus mehreren **metallischen Drahtnetzen** (Bild 4.3.26), die an der Innenwand des Wärmerohrs angebracht sind.

**Bild 4.3.26:** Kapillarstrukturen: Axialrillen (links), Drahtnetz-Lagen (rechts).**Bild 4.3.27:** Wärmerohrprofil, integriert in eine Sandwich-Struktur.**Bild 4.3.28:** Wärmerohre verbinden die Nord- und Südseite des deutschen Rundfunksatelliten TV-Sat [4.3.17].

Axialrillen haben den Vorteil, dass sie durch ein Strangpressverfahren direkt in das Profil eingebracht werden können und so eine hohe Reproduzierbarkeit besitzen. Von den gebräuchlichen Werkstoffen lassen sich Axialrillenprofile nur aus einigen weichen Aluminiumlegierungen mit dem Strangpressverfahren herstellen. **Aluminium** als eingeführter, leichter Strukturwerkstoff ist nach Tabelle 4.3.5 mit **Ammoniak** kompatibel. Wärmerohre mit dieser Materialkombination arbeiten im Temperaturbereich von etwa  $-40 \dots +80 \text{ }^\circ\text{C}$  und sind mit Axialrillen ausgestattet die am häufigsten verwendeten Wärmerohrtypen in der Raumfahrt. Typische Anwendungen sind in Radiatorstrukturen eingebettete Rohre (Bild 4.3.27) und Nord-Süd-Verbindungen in Satelliten (Bild 4.3.28).

Um thermische Radiatoren besser auszunutzen, werden neuerdings Nutzlastkomponenten entwickelt, die bei Temperaturen von  $100 \dots 200 \text{ }^\circ\text{C}$  arbeiten. Da für diesen Bereich Ammoniak-Aluminium-Wärmerohre nicht geeig-

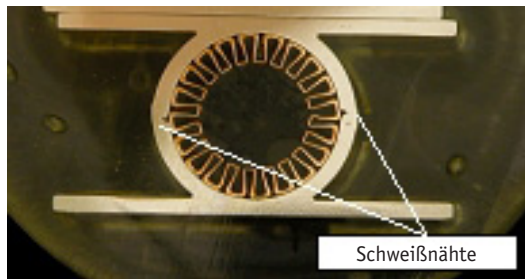


Bild 4.3.29: Wasser-Kupfer-Wärmerohr.

net sind, ist die Entwicklung von **Wasser-Kupfer-Wärmerohren** begonnen worden [4.3.18]. Diese nach Tabelle 4.3.5 kompatible Kombination arbeitet entsprechend Bild 4.3.24 im gewünschten Temperaturbereich. Die bewährten Axialrillen werden hier mit einem galvanischen Verfahren hergestellt, indem Kupfer auf eine Aluminium-Negativform mit äußeren Axialrillen aufgebracht wird. Nach Herauslösen der Negativform mit einem chemischen Verfahren verbleibt ein dünnwandiges Kupferprofil, das aus Festigkeitsgründen in ein Aluminiumprofil eingelassen wird (Bild 4.3.29). Die beiden Hälften des Aluminiumprofils werden durch Strangpressen hergestellt und können mit integrierten Flanschen zur Anbindung an Satellitenstrukturen ausgestattet sein.

Die bisher vorgestellten Wärmerohre besitzen auf der gesamten Länge Kapillarstrukturen, deren Konstruktion widersprüchliche Kriterien zu erfüllen hat. Zum einen müssen die kapillar-wirksamen Abmessungen (Poren, Rillenbreite) klein sein, um große Kapillarkräfte zu erzeugen. Zum anderen erzeugen diese dichten Strukturen große Druckverluste in der strömenden Flüssigkeit, sodass hier jeweils ein Optimum gefunden werden muss. Die resultierende Kapillarkraft ist aber meist so gering, dass Wärmerohre nicht gegen die Schwerkraft arbeiten können, was bei Satellitentests eine genaue Ausrichtung des Testobjekts notwendig macht.

Diese Einschränkungen vermeiden die so genannten **Kreislauf-Wärmerohre** oder **Loop Heat Pipes (LHP)**. Nach Bild 4.3.30 ist die Kapillarstruktur in diesen Geräten nur im Verdampfer angeordnet. Bei Wärmeeingabe in den Verdampfer strömt der entstehende Dampf in einem glatten, dünnen Rohr zum Kondensator, kondensiert dort und wird als Flüssigkeit in einem zweiten Rohr zurück zu einem Reservoir geleitet, das mit dem Verdampfer eine Einheit bildet. Wegen der örtlichen Begrenzung der Kapillarstruktur auf den Verdampfer, können sehr kleine Poren mit hoher Kapillarität eingesetzt werden, ohne hohe Druckverluste zu erzeugen. Heutige LHP (Bild 4.3.31) können mit beliebiger Ausrichtung zur Schwerkraft für Wärmeübertragungsraten von 1 ... 2 kW ausgelegt werden.

Die Führung des Fluids in getrennten Rohren lässt auch eine intelligente Steuerung des **Dampfstroms** in

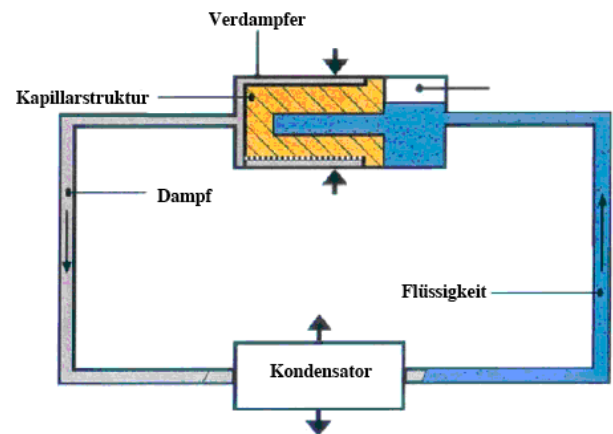


Bild 4.3.30: Arbeitsprinzip einer Loop Heat Pipe.

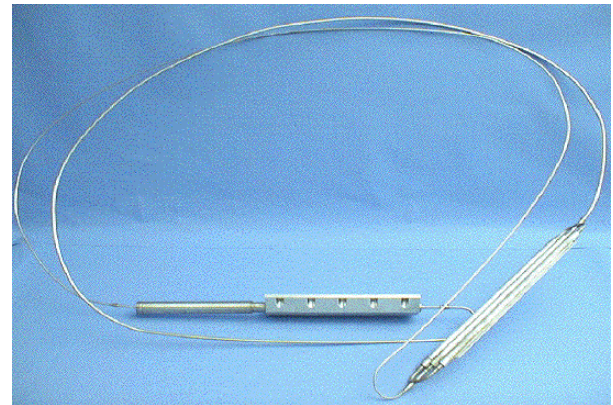


Bild 4.3.31: Loop Heat Pipe (Bild: TAIS Ltd.).

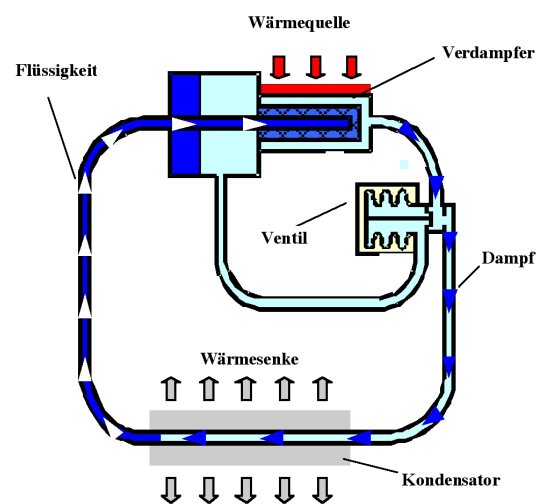


Bild 4.3.32: LHP mit Regelventil.

Abhängigkeit der Verdampfer Temperatur zu. Entsprechend Bild 4.3.32 wird in der Dampfleitung ein Regelventil eingebaut, das Teile des Dampfstroms zum Radiator oder zurück zum Reservoir leitet.

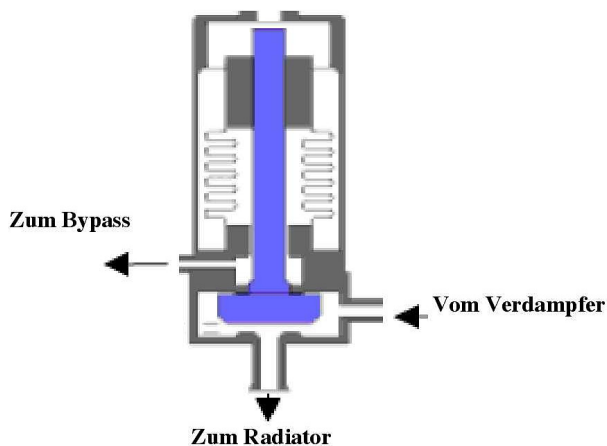


Bild 4.3.33: LHP-Regelventil.

Das Ventil (Bild 4.3.33) arbeitet über einen eingebauten Federbalg gegen einen Regeldruck, der entsprechend der zu regelnden Temperatur am Verdampfer eingestellt wird. Steigt die Verdampfertemperatur über einen vorbestimmten Regelwert, bewirkt der entsprechende Sättigungsdruck des Fluids, dass der Ventilschaft den Auslass zum Radiator weiter öffnet, sodass eine größere Menge Dampf im Radiator kondensiert. Dadurch fällt die Verdampfertemperatur. Wird die Regeltemperatur unterschritten, strömt eine größere Dampfmenge am Radiator vorbei über den Bypass zum Verdampfer zurück.

#### 4.3.4.4 Thermische Oberflächen

Alle sichtbaren Oberflächen eines Satelliten absorbieren oder emittieren thermische Strahlung und beeinflussen dadurch den Wärmehaushalt. Wichtig sind dabei die **Absorption der Sonnenenergie** und die **Emissivität im Infrarotbereich**. Im Inneren eines Satelliten sind alle Oberflächen meist mit schwarzer Farbe behandelt ( $\alpha = \varepsilon = 0,8$ ), um einen guten Strahlungsaustausch zu gewährleisten.

Die äußere sichtbare Folie der MLI besteht aus Kapton (DuPont Markenname für Polyimid) mit mittleren Absorptions- und Emissionseigenschaften. In erdnahen Umlaufbahnen wird so genanntes **Beta Cloth** verwendet (ein Gewebe aus Beta-Silica-Fasern), da Kapton durch atomaren Sauerstoff degradiert.

Von großem Einfluss auf den Wärmehaushalt sind die thermo-optischen Eigenschaften der **Radiatoroberflächen**. Sie sollen unter direkter Sonneneinstrahlung wenig solare Energie absorbieren, jedoch ein großes Emissionsvermögen im Infrarotbereich haben. Eingesetzt werden sogenannte **Second Surface Mirrors (SSM)**, die auch unter dem Namen **Optical Solar Reflectors (OSR)** bekannt sind. Sie bestehen zur Erzielung hoher Emissivität aus durchsichtigem Material (Quarzglas oder Teflon), das auf der Rückseite mit hochreflektierendem Silber oder Aluminium

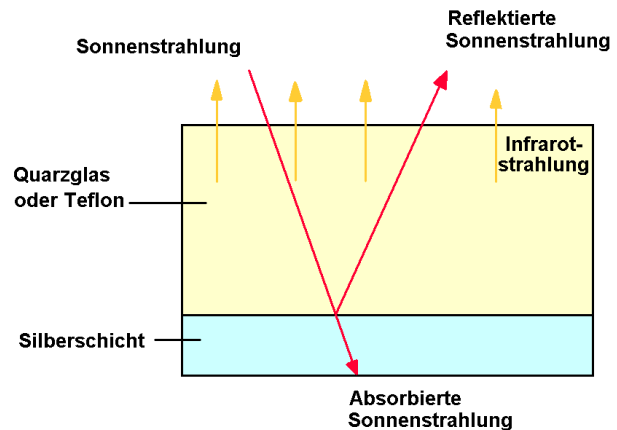


Bild 4.3.34: SSM/OSR-Beschichtung.

Tabelle 4.3.6:  $\alpha$ - und  $\varepsilon$ -Werte der gebräuchlichsten thermischen Oberflächen.

Produkt	$\alpha$		$\varepsilon$	
	Ohne Alterung (5 Jahre)	Mit Alterung (5 Jahre)	Ohne Alterung (5 Jahre)	Mit Alterung (5 Jahre)
Quarz-SSM	0,08	0,2	0,8	0,8
Teflon-SSM	0,08	0,13	0,78	0,75
Weißer Farbe	0,26	0,44	0,88	0,88
Schwarze Farbe	0,96	0,91	0,91	0,84
Polyimid (Kapton)	0,4	0,67	0,7	0,73
Beta Cloth	0,24	0,35	0,88	0,88

metallisiert ist, um die solare Absorption zu verringern (Bild 4.3.34).

**Quarz-SSM** werden als Plättchen verarbeitet, die eine ähnliche Größe wie Solarzellen haben (die für Solarzellen gebräuchlichen Quarz-Deckgläser werden auch für SSM eingesetzt), während **Teflon-SSM** als Folienstreifen verlegt werden. Beide Bauformen werden mit Acryl- oder Silikonkleber an der Radiatoroberfläche befestigt. Ergänzend zu Tabelle 4.3.4 sind in Tabelle 4.3.6 die  $\alpha$ - und  $\varepsilon$ -Werte der genannten Oberflächen mit und ohne Alterung zusammengefasst.

Zur weiteren Verbesserung der Radiatoreigenschaften werden **jalousieartige Aufbauten** eingesetzt, deren Lamellen mit einem **bimetallischen Mechanismus** angetrieben werden (Bild 4.3.35).

Wenn die Temperatur ansteigt, zieht sich der bimetallische Aktuator zusammen, was zu einer Drehung der Lamelle in den offenen Zustand führt. In diesem Zustand wird die Wärmeabstrahlung erhöht. Bei einer Reduktion der Temperatur drehen sich die Lamellen in den geschlossenen Zustand, und abstrahlende Wärme von der darunterliegenden Radiatorfläche wird von den polierten Lamellen zurückreflektiert.



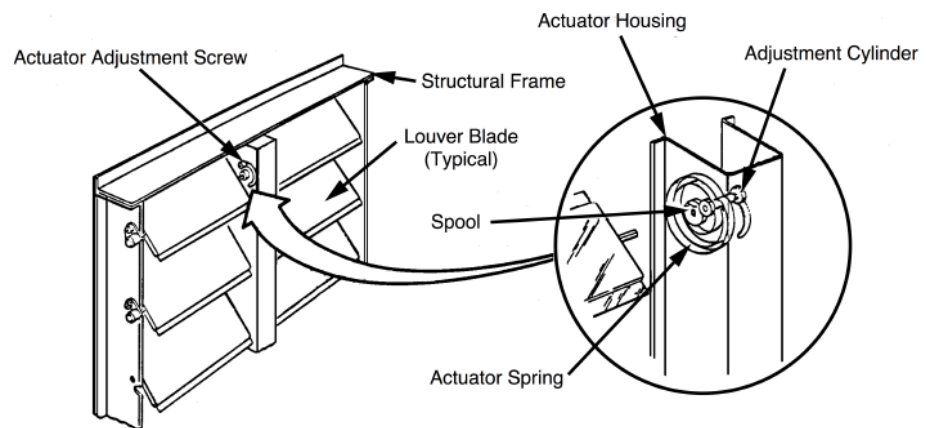


Bild 4.3.35: Arbeitsprinzip der thermischen Jalousien (Bild: [4.3.19]).

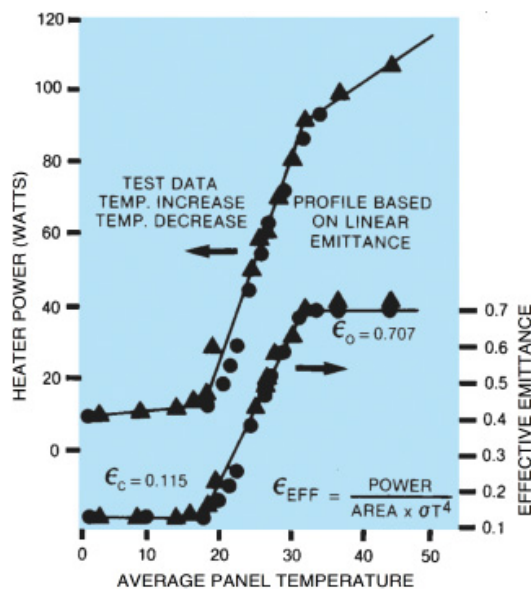


Bild 4.3.36: Leistungsdaten einer thermischen Jalousie [4.3.19].

Jalousieaufbauten können für verschiedene Temperaturdifferenzen zwischen den Zuständen ganz offen und ganz geschlossen gebaut werden. Üblich sind Differenzen zwischen 10 °C und 20 °C.

Typische Leistungswerte einer thermischen Jalousie sind in Bild 4.3.36 gegeben [4.3.19]. Die effektive Emissivität ist hier als das Verhältnis zwischen abgestrahlter Wärme von einer mit Lamellen bestückten Oberfläche und der von einer äquivalenten schwarzen Fläche definiert. Danach wird die maximal mögliche Emissivität einer Fläche mit einer völlig offenen Jalousie um etwa 30 % vermindert.

Während die in Bild 4.3.35 und Bild 4.3.36 dargestellten Lamellen bei steigender Temperatur öffnen, werden neuerdings auch Jalousien entwickelt, die sich bei niedrigen Temperaturen aufstellen, also hohe Abstrahlwärme des Radiators zulassen [4.3.20]. Wie in Bild 4.3.37 dargestellt, nehmen die Lamellen zwischen Temperaturen von 20 °C

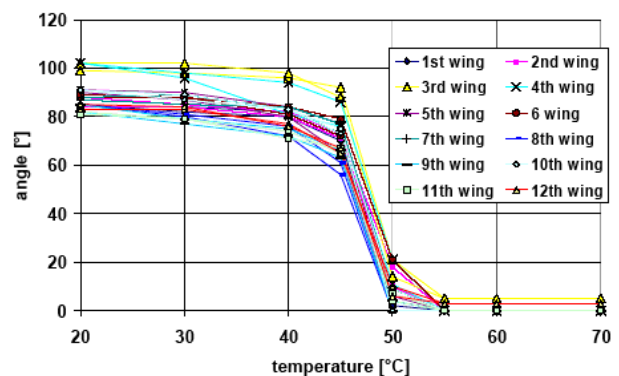
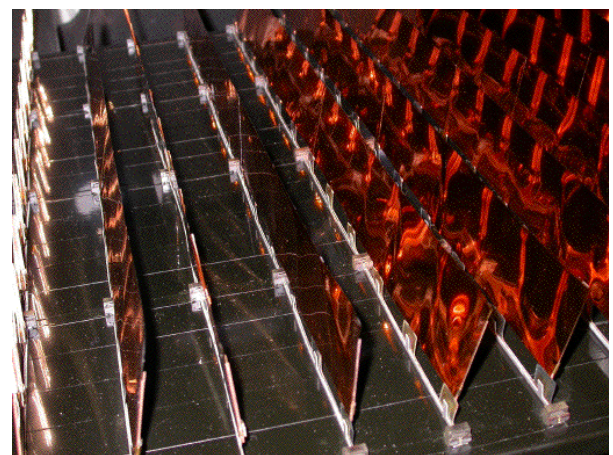
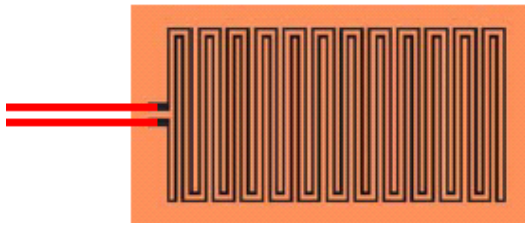


Bild 4.3.37: Thermische Jalousie, die bei hohen Temperaturen schließt [4.3.20].

und 40 °C einen Winkel zur Radiatorfläche von etwa 80° ein. Bei etwa 45 °C beginnt der Schließvorgang, der bei 55 °C abgeschlossen ist. Die spezifische Emissivität, entsprechend der weiter oben gegebenen Definition, wurde für diesen Jalousie-Typ mit 86,5 % gemessen.

Diese Lösung kann auf den Ost- und Westseiten eines geostationären Satelliten angewendet werden, die periodisch der direkten Sonneneinstrahlung ausgesetzt sind.



**Bild 4.3.38:** Schematischer Aufbau eines Heizelements.

In einer praktischen Anwendung werden die Ost-/Westpaneele mit dissipierenden Geräten bestückt und mit Wärmerohren verbunden. Ist eine Seite der Sonne ausgesetzt, schließen die Lamellen und verhindern solare Absorption. Die Verlustwärme der Geräte wird über die Wärmeröhre zur anderen, abgeschatteten Seite transportiert und dort über den Radiator mit geöffneter Jalousie abgestrahlt. Da Wärmeröhre in beiden Richtungen arbeiten, ist diese Thermalkontrolle für beide Seiten des Satelliten möglich.

#### 4.3.4.5 Heizelemente

Heizelemente werden benötigt, wenn eine untere thermische Betriebsgrenze eines Bauteils unbedingt eingehalten werden muss und nicht genügend Dissipationswärme erzeugt oder von der solaren Strahlung absorbiert werden kann. Ein Heizer ist im Prinzip nur ein **elektrischer Widerstand**. Strom wird durch einen dünnen Draht geleitet, der durch seinen spezifischen Widerstand elektrische Energie in Wärme umwandelt. Der Heizdraht, der meistens aus Kupfer besteht, ist zum Schutz und zur Isolation in eine thermoplastische Kunststoffolie eingebettet. Bild 4.3.38 zeigt den schematischen Aufbau eines solchen Heizelements.

Je nach Einsatz sind Heizer entweder ständig im Betrieb, werden mittels Sensoren ein-/ausgeschaltet, oder sie werden über eine Rückkopplung gesteuert, die die Stromstärke variiert. Dadurch wird eine konstante Bauteiltemperatur erzielt. Heizer werden nach [4.3.21] in folgenden Subsystemen eingesetzt:

- **Nutzlast:** als Wärmequelle zum Ausgleich wechselnder Betriebszustände,
- **AOCS:** Sensoren befinden sich im Allgemeinen an thermisch exponierten Stellen des Satelliten, zur Aufrechterhaltung der Betriebstemperatur sind Heizer erforderlich,
- **TMTC:** Ähnliches gilt für das Antennensystem,
- **Energieversorgung:** Batterien müssen sehr enge Temperaturgrenzen einhalten,
- **Antriebssystem:** Hydrazinsysteme benötigen Temperaturen  $> 9\text{ °C}$ , Zweistoffsysteme und Feststoffmotoren mindestens  $0\text{ °C}$ . Die Komplexität von Tanks, Triebwerken und Rohrleitungen machen Heizer erforderlich.

Die Heizelemente können vom Boden ein- und ausgeschaltet werden. Die **Temperaturüberwachung** erfolgt durch Telemetrie und die **Steuerung** der Heizer durch Telekommando. Sie können aber auch automatisch an Bord des Satelliten kontrolliert und geregelt werden. Bei dieser Variante bieten sich folgende Möglichkeiten an:

- Mechanische Relais, überwacht von einem Mikroprozessor,
- Mechanische Schalter, die durch ein Bimetall gesteuert werden,
- Elektrische Schalter, kontrolliert durch eine HCU (Heater Control Unit) oder PCDU (Power Control and Distribution Unit) und gesteuert durch einen Regelkreis.

Für einen autonomen Regelkreis sind Stellwerte zum Ein- und Ausschalten gewöhnlich voreingestellt. Sich verändernde thermische Bedingungen erfordern mitunter die Anpassung der Stellwerte per Telekommando.

#### 4.3.5 Beispiel eines Thermalentwurfs

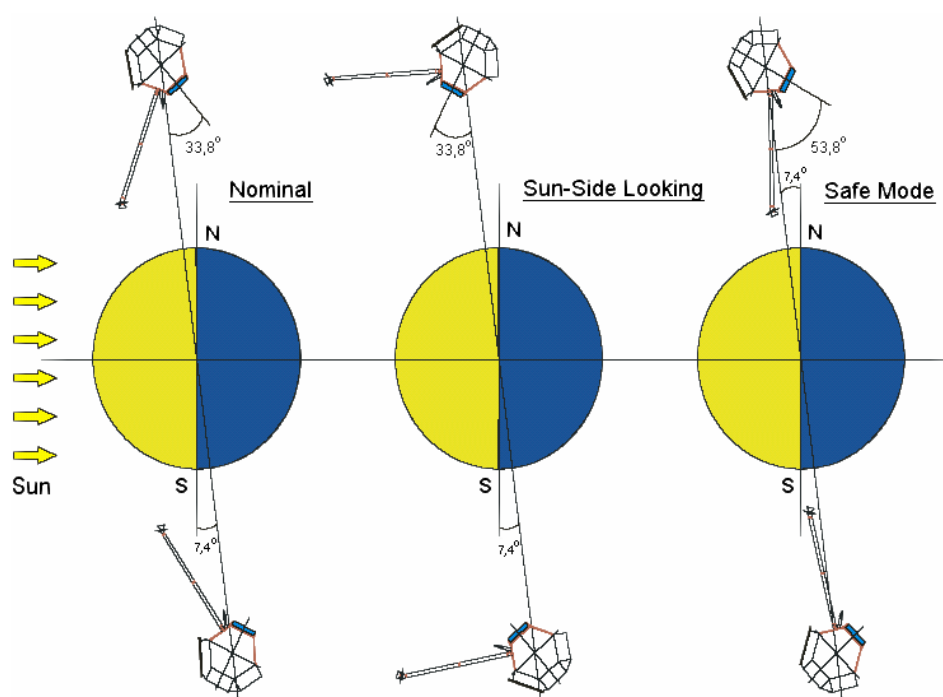
TerraSAR-X ist ein deutscher Fernerkundungssatellit, dessen primäre Nutzlast ein aktives Radargerät ist. Mit seiner Antenne werden neuartige und hochwertige X-Band-Radardaten von der gesamten Erde aufgenommen. Der Satellit umrundet die Erde in einer Höhe von ca. 514 km auf einer sonnensynchronen und nahezu kreisförmigen Umlaufbahn. Die Wahl einer Dämmerungsbahn (18:00 Uhr Lokalzeit des aufsteigenden Knotens) liefert gute Voraussetzungen für den Entwurf des Energieversorgungs- und Thermalsystems: Die Solarflächen sind fast senkrecht zur Sonne ausgerichtet, und es entstehen nur im Zeitraum um die Sommer-Sonnenwende Eklipsen mit einer Maximaldauer von 22 min.

Die treibenden Anforderungen an den **thermischen Entwurf** des Satelliten ergeben sich aus der Wahl einer sonnensynchronen Bahn und den verschiedenen Lagen der Primärnutzlast relativ zur Sonne (Bild 4.3.39):

- die Temperaturen der Bauteile und der Radarantenne in der nominellen Lage innerhalb der operativen Betriebsgrenzen zu halten,
- das Aufheizen der Radarantenne auf der zur Sonne schauenden Lage (Sun-Side Looking) weitgehend zu begrenzen,
- und die Heizleistung in der Sicherheitslage (Safe Mode) zu minimieren.

Variationen in den Umweltbedingungen, Orientierungen, Betriebszeiten bzw. -häufigkeiten und den damit verbundenen Dissipationsraten der Bus- und Instrumenteinheiten führen zu den in der Tabelle 4.3.7 zusammengefassten **Hauptauslegungslastfällen**. Mit dem „heißen“ bzw. „kalten Szenario“ ist die Häufigkeit gemeint, mit der das Radar-





**Bild 4.3.39:** Die drei Hauptlagen von TerraSAR-X innerhalb der Bahnebene relativ zur Sonne: Nominal, Sun-Side Looking und Safe Mode (Bild: DLR).

**Tabelle 4.3.7:** Definition thermischer Lastfälle für den Thermalentwurf von TerraSAR-X (Hauptauslegungslastfälle).

Parameter	Heißer Lastfall	Kalter Lastfall	Heizerdimensionierung
Zweck	Bestimmung der max. Temperatur Radiatorauslegung	Bestimmung der min. Temperatur	Heizerdimensionierung Bestimmung der min. Temperatur
Zeitpunkt	03.01.	04.07.	04.07.
Deklination der Sonne	-23,4°	+23,4°	+23,4°
Solarkonstante	1428 W/m <sup>2</sup>	1316 W/m <sup>2</sup>	1316 W/m <sup>2</sup>
Temperatur der Erdoberfläche	257 K	246 K	246 K
Albedo-Faktor	0,35	0,20	0,20
Eklipsendauer	–	22 min	22 min
Lage	Nominal	Nominal	Safe Mode
Dissipation der Einheiten	Heißes Szenario	Kaltes Szenario	Safe Mode

gerät benutzt wird. Im „**heißen Szenario**“ sollen bis zu 70 Aufnahmen pro Umlauf gemacht werden, und für jede Aufnahme muss eine 3-stufige Aufwärmsequenz durchlaufen werden. Der heiße Betrieb dient also zur Bestimmung der maximalen Temperaturen und damit zur Auslegung der Radiatoren in der nominalen Lage, während der sehr eingeschränkte Betrieb von elektronischen Komponenten in der Sicherheitslage zur Auslegung des Heizersystems dient. Je nach technischen Eigenschaften ergeben sich unterschiedliche **thermische Betriebsgrenzen** für Bus- und Instrumenteinheiten.

Man unterscheidet hier zwischen operativen, nicht-operativen und nominellen Grenzen. Die **operativen Grenzen** kennzeichnen den Bereich, in dem elektrische oder

elektronische Baugruppen ohne Schädigung eingeschaltet werden können. Mit der unteren und oberen **nominellen Betriebsgrenze** ist jener Temperaturbereich gemeint, in dem ein elektrisches oder elektronisches Instrument die Funktionsanforderungen erfüllt. Die nominellen Grenzen entsprechen meistens den operativen. Die **nicht-operativen** gelten für den ausgeschalteten Zustand und für mechanische Bauteile. Bei einigen elektrischen oder elektronischen Baugruppen sind letztere nur für die Lagerung und den Transport relevant, weil sie während der ganzen Missionszeit angeschaltet bzw. aktiv sind wie beispielsweise der Bordcomputer, die Batterie oder das Solarpanel.

Für die **Heizerauslegung** und speziell für die Bestimmung der Heizleistung im Rahmen der Thermalanalyse

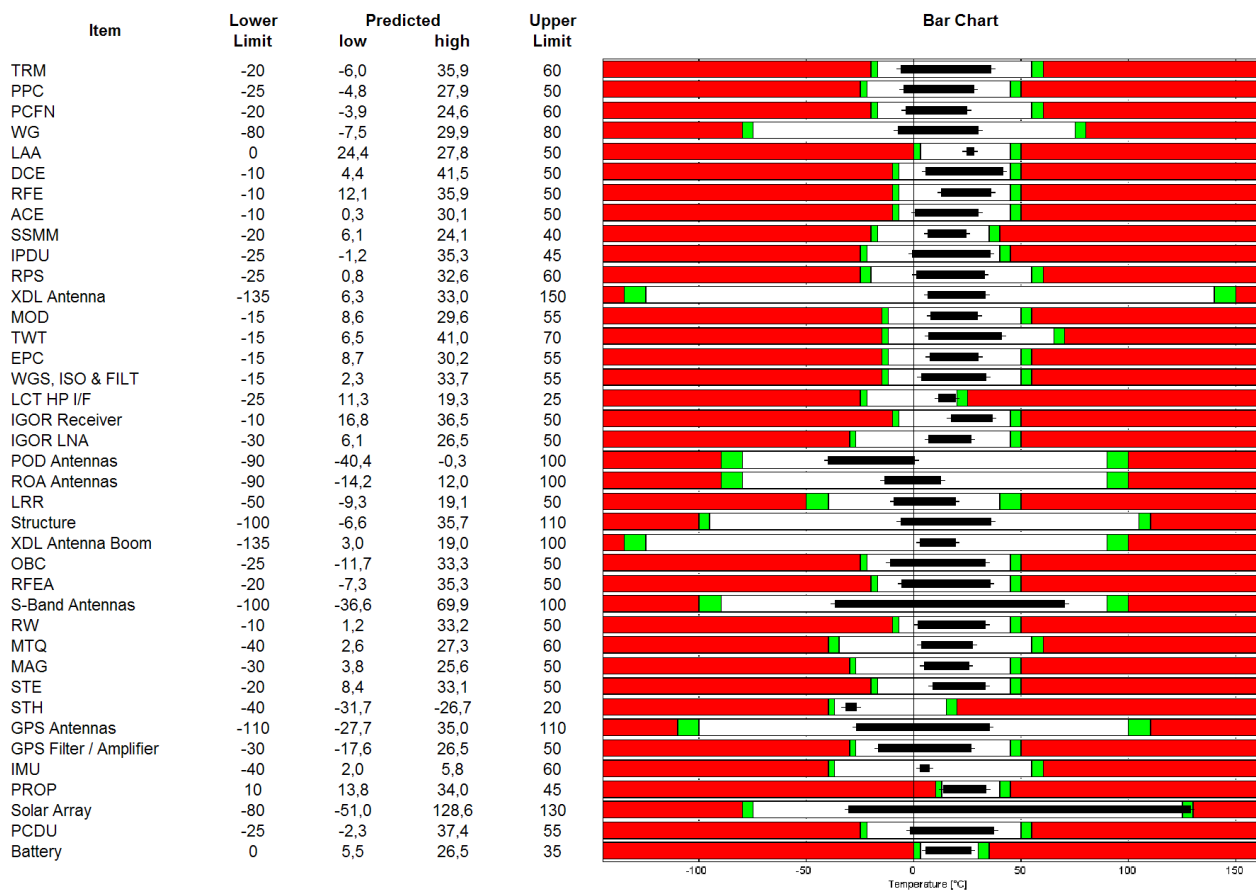


Bild 4.3.40: Operationelle Betriebsgrenzen von TerraSAR-X-Baugruppen mit den vorhergesagten Temperaturbereichen (schwarze Balken).

werden die Stellwerte anfänglich 10 °C oberhalb der unteren operativen oder nominellen Betriebsgrenze gesetzt, um Unsicherheiten in der Berechnung abzudecken. Operationell sind die Stellwerte der Heizer jedoch typischerweise auf 3 °C oberhalb der minimalen Betriebsgrenze gesetzt. Die thermische Analyse mit dem Knotenmodell muss nun klären, ob die Temperaturen in allen nominellen Lastfällen und Betriebsszenarien innerhalb der für die Thermalkontrolle relevanten operativen bzw. nicht-operativen Grenzen bleiben. Das in Bild 4.3.40 dargestellte Balkendiagramm zeigt das Ergebnis dieser Analyse für ausgewählte, im Betrieb befindliche Baugruppen des Satelliten. Der schwarze Balken deckt den Bereich der thermischen Vorhersage ab, während durch die roten Balken der zulässige Temperaturbereich gekennzeichnet wird. Der grüne Bereich stellt die zu berücksichtigende Unsicherheitsspanne der Temperaturvorhersage dar. Wie zu erkennen ist, liegt die Unsicherheitsspanne der unteren Grenze bei heizerkontrollierten Baugruppen nur bei 3 °C, da die Temperatur aktiv gehalten werden kann. Für die übrigen Komponenten gilt eine Unsicherheitsspanne von 5 °C, wenn deren Thermalverhalten ausreichend per Test verifiziert wurde. Ansonsten werden 10 °C berücksichtigt.

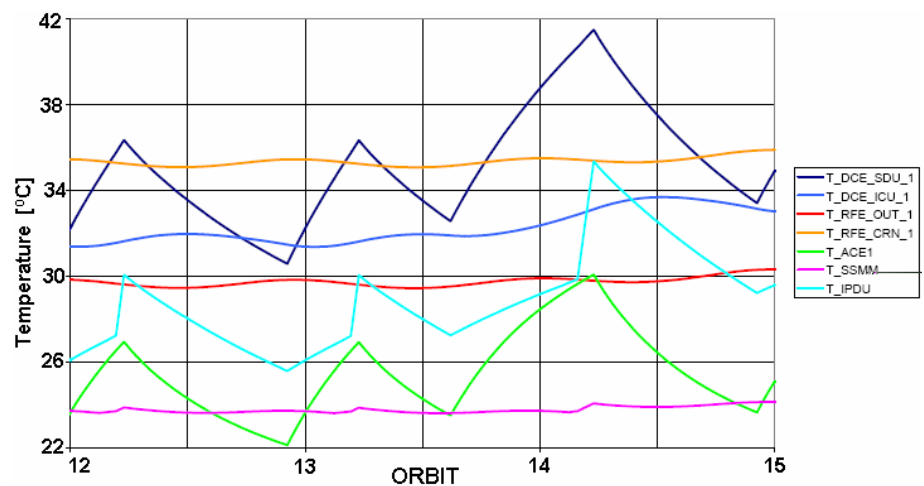
Ein Überheizzszenario wird ausgeschlossen, obwohl ein zu langer oder zu häufiger Betrieb der Radarantenne eine Überhitzung herbeiführen könnte.

Neben den thermischen Betriebsgrenzen gibt es natürlich auch Anforderungen einiger Komponenten an Temperaturstabilität und räumliche Gradienten

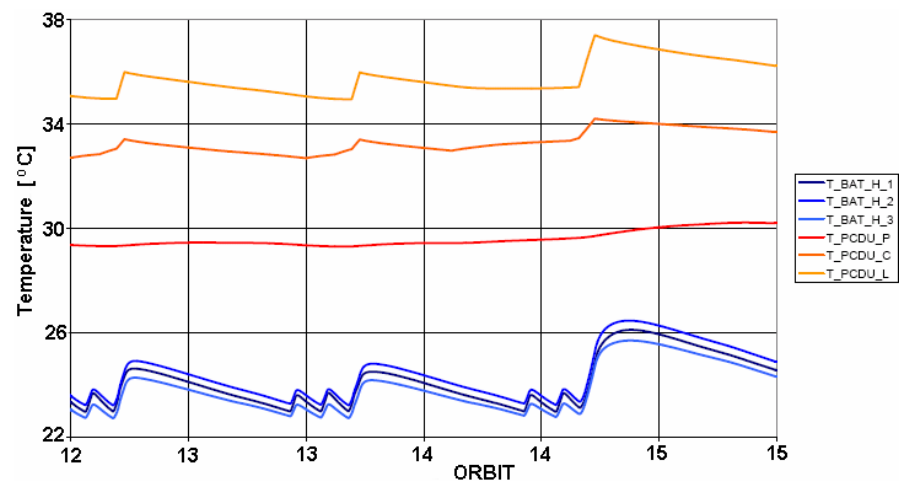
Bild 4.3.41 und Bild 4.3.42 zeigen beispielhaft den vorhergesagten Temperaturverlauf einzelner thermischer Knoten im heißen Lastfall über drei Umläufe. In Bild 4.3.41 repräsentieren die Knoten elektronische Komponenten des Radargeräts und in Bild 4.3.42 repräsentieren sie Module der Batterie und Teile der PCDU.

Man erkennt deutlich die starke Temperaturschwankung jener Einheiten, die in dem Zeitintervall an- und ausgeschaltet werden. Dagegen zeichnen sich Komponenten, die ständig angeschaltet sind, durch einen nahezu konstanten Verlauf aus. Außerdem ist die Temperaturkorrelation zwischen schaltbaren Einheiten und der Batterie bzw. der PCDU deutlich sichtbar. Das Einschalten von elektronischen Komponenten führt zu einer erhöhten Aktivität der PCDU und zu einer Belastung und Entladung der Batterie, was in beiden Fällen die Erzeugung von zusätzlicher Wärme zu Folge hat.

**Bild 4.3.41:** Temperaturprofil thermischer Knoten von elektronischen Baugruppen des Radargeräts im heißen Lastfall (Bild: DLR).



**Bild 4.3.42:** Temperaturprofil thermischer Knoten von der Batterie und der PCDU im heißen Lastfall (Bild: DLR).



Auf der Grundlage der Lastfälle, der vorgegebenen Struktur, Bus- und Nutzlastinstrumente und der thermischen Analyse ist für TerraSAR-X folgende, detaillierte Thermalkonfiguration entworfen worden:

- **thermische Isolation** des Satelliten durch MLI und geeignete Oberflächenbeschichtungen auf Bus- und Instrumentenebene,
- **Wärmeabstrahlung** in den Raum durch die Verwendung von **Folienradiatoren** wie im Bild 4.3.43 dargestellt. Das Flächenverhältnis von MLI zu Folienradiatoren ist so gewählt, dass im heißen Lastfall die mittlere Temperatur der elektronischen Einheiten 30 °C nicht überschreitet.

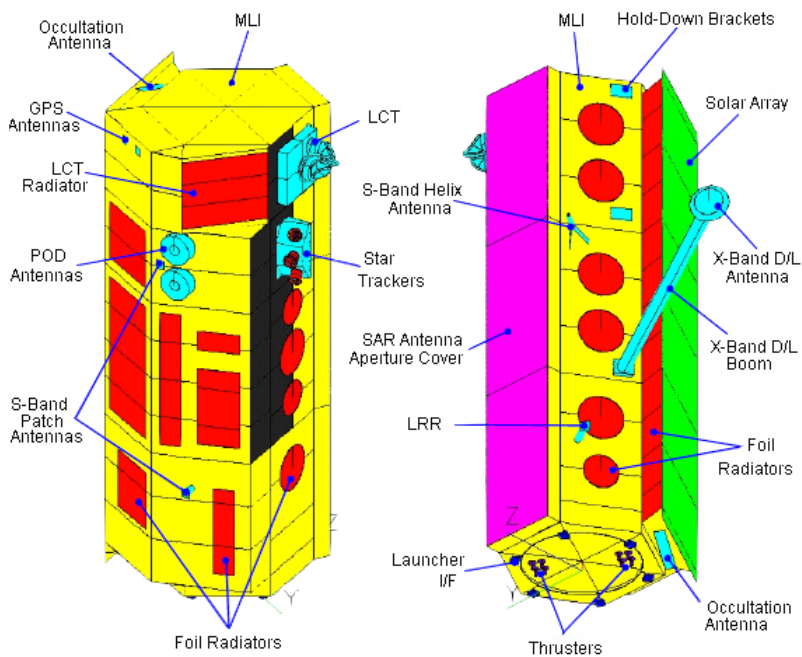
Die äußere Schicht der dem Weltraum ausgesetzten MLI besteht aus einer mit SiO<sub>2</sub> beschichteten Kapton-Folie (gelber Bereich) mit einem Verhältnis von  $\alpha/\varepsilon = 0,34/0,62$ . Die MLI im Sichtbarkeitsbereich der Sternsensoren (schwarze Fläche) ist mit schwarzer Farbe beschichtet ( $\alpha/\varepsilon = 0,95/0,90$ ), um Streulichte effekte zu minimieren. Die Radiatoren (rote Fläche) bestehen aus einer unperforierten, 127 µm dicken, auf der Innenseite versilberten Teflon-Folie mit einem

Verhältnis von  $\alpha/\varepsilon = 0,12/0,75$ . Zwischen hochdissipativen elektronischen Einheiten und ihrer tragenden Struktur befindet sich eine thermisch leitende Silicon-Elastomer-Isolation, um den Kontaktwärmeübergang zu verbessern.

- Verwendung von **Wärmerohren** zur Erzielung einer hohen **Wärmetransportleitung**.

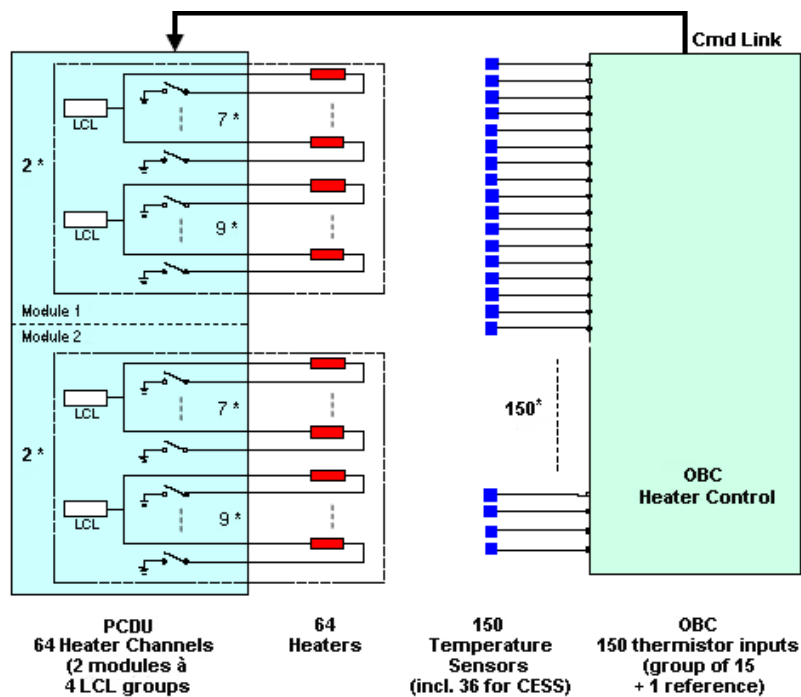
Die sekundäre Nutzlast des Satelliten, das Laser Communication Terminal (LCT), erzeugt beim Betrieb so viel Wärme, dass diese über Wärmerohre zu einem dedizierten Radiator transportiert werden muss. Der LCT-Radiator ist durch eine MLI auf der Innenseite und durch Isolationselemente an den Montagepunkten von der Satellitenstruktur thermisch entkoppelt.

- Implementierung eines **elektrischen Heizsystems** zur Temperaturkontrolle und -stabilisierung der (Nutzlast-)Instrumente und anderer Komponenten. Das Heizsystem besteht aus unabhängig voneinander kontrollierbaren Heizerschaltkreisen wie in Bild 4.3.44 gezeigt,
- **Steuerung** der Heizkreise mittels Software und zugehörigen Temperatursensoren.



**Bild 4.3.43:** Äußere Konfiguration der MLI und Folienradiatoren von TerraSAR-X (Bild: DLR).

4



**Bild 4.3.44:** Funktioneller Entwurf des aktiven Heizerkontrollsystems von TerraSAR-X (Bild: DLR).

Die **Temperaturregulierung** wird vom OBC (On-Board Computer) kontrolliert. Die gemessenen Temperaturen werden mit den kommandierten Stellwerten der aktiven Regelkreise verglichen und die Heizer von der PCDU entweder an- oder ausgeschaltet. Aus Sicherheitsgründen sind nahezu alle Heizer und deren Schaltkreise so verteilt, dass beim Ausfall eines Heizers oder einer ganzen Heizergruppe ein anderer Heizer bzw. eine andere Gruppe die Heizfunktion übernehmen kann, was eine **Redundanz** darstellt. Nahezu jeder Heizer aus dem Modul 1 hat also einen Partner aus dem Modul 2. Jede Heizergruppe wird von einem **Sperrstromschalter** (LCL – Latch Current Limiter) geschützt und kontrolliert, und jedem Heizkreis ist ein nomineller sowie ein Ersatzsensor für den Fehlerfall zugeordnet. Insgesamt werden 150 Sensoren eingesetzt. 114 Sensoren dienen zur Temperaturüberwachung und -kontrolle. 36 gehören zum Lageregelungssystem und sind Teil des CESS (Coarse Earth and Sun Sensor). Neben diesen 150 Thermalsensoren auf Bus- und Instrumentenebene gibt es noch spezielle Instrument-Thermalsensoren, die für Kalibrierungszwecke eingesetzt werden. Aufgrund dieser Funktion sind sie eher dem Instrumentenbetriebs- und Kalibrierungssystem zugeordnet.

Obwohl die Thermalkontrolle mittels Heizersystems vom OBC autonom durchgeführt wird, ist eine routinemäßige Überwachung der Temperaturen möglich. Betriebsbedingte und technische Randbedingungen erfordern bisweilen ein aktives Eingreifen in den Kontrollprozess vom Boden. Dazu werden ein geeignetes Überwachungssystem und eine Konfigurationssoftware benötigt, worauf im nächsten Kapitel etwas näher eingegangen wird.

#### 4.3.6 Betrieb des Thermalkontrollsystems

Die Komponenten des Antriebs- und Lageregelungssystems, des Energieversorgungssystems und insbesondere die elektronischen Komponenten des Radargeräts benötigen für ihre Funktion bzw. nominelle Leistung eine Betriebstemperatur, die nach der Trennung von der Trägerrakete unter Umständen noch nicht erreicht ist. Deshalb ist es notwendig, dass man gerade in der LEOP (Launch and Early Orbit Phase) eine selektive und schrittweise **Erwärmung** der Subsystem- und Nutzlastkomponenten durchführt. Theoretisch könnte man sofort alle verfügbaren Heizer anschalten und warten, bis alle Temperaturen im nominellen Bereich sind. Doch das würde die Batterie gerade im kalten Zustand überlasten und eine sehr schnelle Entladung verursachen, womit der Anschaltprozess essentieller Baugruppen von Subsystemen (OBDAH – On Board Data Handling, AOCS – Attitude and Orbit Control System) gefährdet wäre. Außerdem kann man die Dissipationswärme der Instrumente nutzen, um Heizleistung bzw. Energie zu sparen. Aus diesem Grunde sind für TerraSAR-X folgende **Aufwärmeschritte** mit den

entsprechenden Konfigurationstabellen zur Festlegung der Heizerstellwerte definiert worden:

- Tabelle 1 mit Survival-/Sicherheitslimits (SURV),
- Tabelle 2 mit Standby-Limits (NOM1),
- Tabelle 3 für den Radar/XDA-Betrieb mit operativen Limits (NOM2),
- Tabelle 4 für den Radar/XDA-Betrieb mit nominellen Limits (NOM3).

In der **SURV-Tabelle** werden die Stellwerte für das Antriebssystem hochgesetzt, um die Temperatur der Durchlassventile für Steuerdüsen und Treibstoff hinreichend über dem unteren Limit zu halten. Die Stellwerte in der **NOM1-Tabelle** bewirken ein Aufwärmen der Batterie und von AOCS-Baugruppen. Die der Steuerdüsenventile und die des Treibstoffes werden indes wieder heruntergesetzt. Erst in der **NOM2-Tabelle** werden die operativen Heizerstellwerte für die nutzlastrelevanten Komponenten hochgesetzt. In der **NOM3-Tabelle** sind nominelle Stellwerte definiert, um eine noch bessere Leistung des Radarinstruments und der X-Band-Sendeantenne (XDA – X-Band Downlink Assembly) zu gewährleisten.

Die Verwendung von **Konfigurationstabellen** zur Kontrolle aller 64 Regelkreise vereinfacht den Betrieb am Boden erheblich, weil nur ein einziges Kommando ausgeführt werden muss, um die Tabelle zu aktivieren. Mit einem Formalparameter kann die Tabelle selektiert werden. Jede Tabelle enthält die Definition des Kontrollsenors, des Kontrollstatus, der An- und Ausschaltlimits sowie die Regelfrequenz (LF – Loop Frequency) für jeden Heizkreis bzw. für jede Reihe (Line). Die Regelfrequenz kann entweder auf 1/32 Hz oder 1/16 Hz per Kommando eingestellt werden. Die kleinere Frequenz wird der Gruppe 0 zugewiesen und die höhere der Gruppe 1.

Die Überwachung der (Sub-)Systeme erfolgt mit Hilfe eines speziellen **Telemetriesystems**, das die Mess- bzw. Haushaltsdaten prozessiert und auf alphanumerischen, grafischen und synoptischen Anzeigeseiten (kombinierte Darstellung von grafischen Objekten, Texten und numerischen Werten) darstellt (siehe Kapitel 6.2). Für die Darstellung der Regelkreiseinstellungen gibt es 2 alphanumerische Anzeigeseiten. Bild 4.3.45 zeigt die erste Seite, auf der die Einstellungen für die 32 Hauptregelkreise der NOM1-Konfigurationstabelle tabellarisch dargestellt werden.

Um die Regelkreisaktivitäten für die Flugkontrolle übersichtlich zu gestalten, ist vom Thermalkontrollingenieur eine Seite entworfen worden, die die Schaltzustände der Heizer und die gemessenen Temperaturen synoptisch und gruppenweise darstellt. Bild 4.3.46 zeigt einen momentanen Zustand des Heizerkontrollsystems im NOM1-Thermalkontrollmodus. Schaltet die PCDU einen oder mehrere Heizer an, so wird das zugehörige grafische Objekt blau.



TCS5401A - Table Settings of Heater Lines 01-32

Dumped TC table      NOM1

Line	Thermistor ID	Control status	ON threshold	OFF threshold	LF ID
01	C_11_FCV-1A_N	ENA	16.0 °C	16.5 °C	1
02	C_7_STH-1_N	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
03	C_4_DCE-1	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
04	C_38_RW-3	ENA	-5.0 °C	-4.5 °C	0
05	C_49_XFE-P4	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
06	C_8_BAT-1	ENA	15.0 °C	15.4 °C	0
07	C_0_REF_G1	DIS	-160.0 °C	-160.0 °C	0
08	C_10_LCTFUS_N	ENA	-30.0 °C	-29.6 °C	0
09	C_12_FCV-2A_N	ENA	16.0 °C	16.5 °C	1
10	C_55_STH-1_R	DIS	-160.0 °C	-160.0 °C	0
11	C_57_TANK_N	ENA	16.0 °C	16.5 °C	0
12	C132_SSMM	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
13	C134_STE-1	ENA	-15.0 °C	-14.5 °C	0
14	C_18_XFE-P8	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
15	C117_IGOR	ENA	-5.0 °C	-4.5 °C	0
16	C_52_RFE-1	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
17	C_43_FCV-3A_N	ENA	16.0 °C	16.5 °C	1
18	C148_OBC	ENA	-20.0 °C	-19.5 °C	0
19	C_3_LAA-1_N	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
20	C130_XFE-P12	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
21	C_9_PCDU	ENA	-20.0 °C	-19.5 °C	0
22	C_41_PROP_FL-A	ENA	16.0 °C	16.5 °C	0
23	C_0_REF_G1	DIS	-160.0 °C	-160.0 °C	0
24	C_5_MOD_P	ENA	-20.0 °C	-19.5 °C	0
25	C_44_FCV-4A_N	ENA	16.0 °C	16.5 °C	1
26	C_23_STH-3_N	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
27	C135_RFEA	ENA	-15.0 °C	-14.5 °C	0
28	C_35_LAA-2_N	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
29	C147_IPDU	ENA	-25.0 °C	-24.6 °C	0
30	C14_5_ACE	ENA	-35.1 °C	-34.5 °C	0
31	C158_XFE_PPC12	ENA	-45.0 °C	-44.5 °C	0
32	C_42_LCTHP_N	ENA	-20.0 °C	-19.5 °C	0

Bild 4.3.45: Alphanumerische Anzeigeseite zur Darstellung der Einstellungen der 32 Hauptregelkreise (Bild: DLR).

4

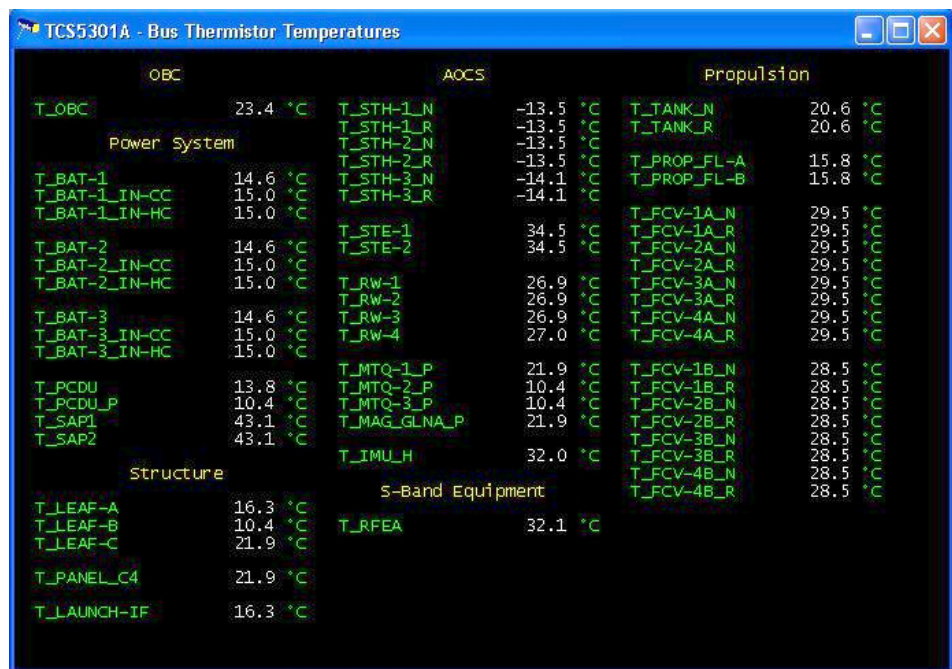
TCS6001M - Heater Lines Synoptics Overview

H_FCV-1A 29.5 °C	H_LCTFUS_N 8.3 °C	H_FCV-3A 29.5 °C	H_XDA_N 16.3 °C	H_FCV-1B 28.5 °C	H_LCTFUS_R 8.3 °C	H_FCV-3B 28.5 °C	H_XDA_R 16.3 °C
H_STH-1 -13.5 °C	H_FCV-2A 29.5 °C	H_OBC_N 23.4 °C	H_FCV-4A 29.5 °C	H_STH-2 -13.5 °C	H_FCV-2B 28.5 °C	H_OBC_R 19.1 °C	H_FCV-4B 28.5 °C
H_DCE_N 11.1 °C	H_STH-1_DC n/a	H_LAA-1_N 10.2 °C	H_STH-3 -14.1 °C	H_DCE_R 11.7 °C	H_STH-2_DC n/a	H_LAA-1_R 10.2 °C	H_STH-3_DC n/a
H_RW_N 26.9 °C	H_TANK_N 20.6 °C	H_XFE-LC_N 35.7 °C	H_RFEA_N 32.1 °C	H_RW_R 27.1 °C	H_TANK_R 20.6 °C	H_XFE-LC_R 35.7 °C	H_RFEA_R 21.9 °C
H_XFE-LA_N 35.7 °C	H_SSMM_N 10.4 °C	H_PCDU_N 13.8 °C	H_LAA-2_N 10.2 °C	H_XFE-LA_R 35.7 °C	H_SSMM_R 16.3 °C	H_PCDU_R 10.4 °C	H_LAA-2_R 10.2 °C
H_BAT_N 15.4 °C	H_STE_N 34.5 °C	H_PROP_N 16.0 °C	H_IPDU_N 7.3 °C	H_BAT_R 15.4 °C	H_STE_R 34.5 °C	H_PROP_R 16.0 °C	H_IPDU_R 10.4 °C
Spare 1	H_XFE-LB_N 35.7 °C	Spare 2	H_ACE_N 10.9 °C	Spare 3	H_XFE-LB_R 35.7 °C	H_STH-123 -14.1 °C	H_ACE_R 10.4 °C
	H_IGOR_N 19.1 °C		H_PPC_N 29.9 °C		H_IGOR_R 21.9 °C		H_PPC_R 29.9 °C
	H_RFE_N 0.7 °C		H_LCTHP_N 5.0 °C		H_RFE_R 1.3 °C		H_LCTHP_R 5.0 °C
Group 1A	Group 2A	Group 3A	Group 4A	Group 1B	Group 2B	Group 3B	Group 4B

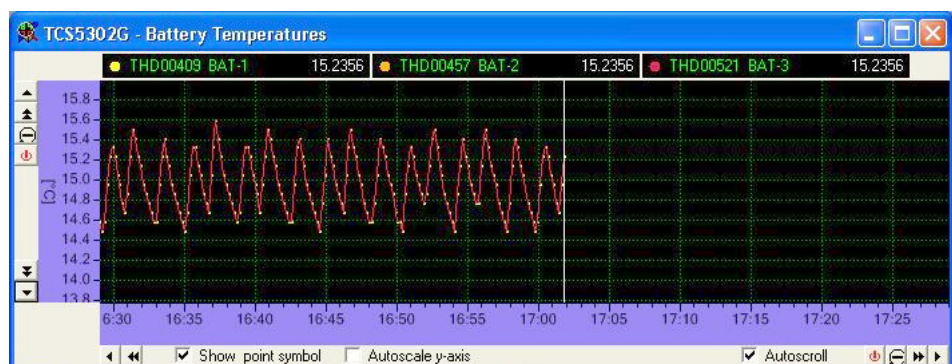
Bild 4.3.46: Synoptische Anzeigeseite zur übersichtlichen Darstellung aller Heizer- bzw. Regelkreisaktivitäten (Bild: DLR).

Zwecks Übersichtlichkeit sind Bus- und Instrumentsensoren in zwei Seiten aufgeteilt, die wiederum die Sensoren in Subsysteme, Baugruppen oder Instrumente einteilen. Bild 4.3.47 zeigt die Anzeigeseite für die Temperaturen der Busthermalsensoren.

Oft ist es notwendig, Temperaturvariationen über einen kurzen Zeitraum in Echtzeit zu überwachen. Dafür sind grafische Anzeigeseiten entworfen worden, die den Temperaturverlauf ausgesuchter Sensoren als Funktion der Zeit aufzeichnen. Bild 4.3.48 zeigt den typischen



**Bild 4.3.47:** Alphanumerische Anzeigeseite zur Darstellung der gemessenen Temperaturen auf Busebene (Bild: DLR).



**Bild 4.3.48:** Grafische Anzeigeseite zur Darstellung von Batterie-Temperaturvariationen als Funktion der Zeit (Bild: DLR).

Temperaturverlauf an der Batterie, der durch den Regulierungsprozess, also durch das An- und Ausschalten des Heizers, entsteht.

Der in Bild 4.3.48 aufgezeichnete Verlauf des Regulierungsprozesses ist simuliert. Im wirklichen Flugbetrieb stehen nur 5 ... 10 min für die Echtzeit-Telemetrie während eines Kontakts zur Verfügung.

Mitunter kann es **Notfallsituationen** geben, auf die der Thermalkontrollingenieur entsprechend reagieren muss, um die ordnungsgemäße Funktion des Kontrollsystems wiederherzustellen. Dies betrifft das elektrische Heizsystem, weil nur in dieses vom Boden aus eingegriffen werden kann. Das Ablösen eines Teils der MLI von der Struktur wäre auch denkbar und könnte ein thermisches Problem nach sich ziehen. Ein direktes Eingreifen ist aber nicht möglich. Notfälle im Heizsystem können auftreten, wenn entweder Sensoren und/oder Heizer ausfallen. **Fehlerhafte**

**Sensoren** machen sich durch eine falsche Temperaturanzeige bemerkbar. Die Ursachen sind in der Regel:

- Ablösung des Sensors von der Oberfläche,
- Kabelbruch,
- Kurzschluss.

Beim Kabelbruch wird der maximale Wert der Temperaturkalibrierungskurve und beim Kurzschluss der minimale Wert angezeigt.

Ein fehlerhafter Heizer macht sich im Prinzip dadurch bemerkbar, dass er entweder ständig an ist oder sich nicht mehr ausschalten lässt. Die Ursachen sind:

- Ablösung des Heizers von der Oberfläche,
- offener Schaltkreis durch einen Heizerdefekt,
- ständig geschlossener Schaltkreis durch Fehlfunktion der PCDU,
- Kurzschluss.

Löst sich ein Heizer ab, so wird in den meisten Fällen der Stell- bzw. Sollwert nicht mehr erreicht, weil die Wärme nicht mehr in die zu heizende Baugruppe strömen kann. Ist der Heizer oder der Schaltkreis defekt, so fließt kein Strom mehr. Beim Unterschreiten des Stellwertes bleibt der angezeigte Strom bzw. die Heizleistung auf null, obwohl der OBC „ON“ kommandiert hat. Lässt sich ein Heizer per Kommando nicht mehr ausschalten, so ist dies auf eine fehlerhafte PCDU zurückzuführen.

## Literatur

- [4.3.1] ECSS-E-30 Part 1B, 2007: Space Engineering, Mechanical – Part 1: Thermal Control, Veröffentlichung in Vorbereitung.
- [4.3.2] Space Environment, ECSS-E-10-04A, 2000.
- [4.3.3] Hallmann, W.; Ley, W.: Handbuch der Raumfahrttechnik. 2. Auflage. München: Hanser, 1998.
- [4.3.4] Anderson, B. J.; Smith, R. E.: Natural Orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development. NASA TM 4527, June 1994.
- [4.3.5] NASA SP-8105, Spacecraft Thermal Control, May 1973.
- [4.3.6] Gilmore, D. G. (Ed.): Spacecraft Thermal Control Handbook, Vol. 1: Fundamental Technologies. 2<sup>nd</sup> Edition, 2002.
- [4.3.7] Welch, J. W.; Ruttner, L. E.: An Experimental and Computational Analysis of the Thermal Interface Material Calgraph. Paper AIAA-89-1658, 24<sup>th</sup> Thermophysics Conference (1989).
- [4.3.8] Hallmann, W.: Die Bedeutung der Formfaktoren in der Raumfahrt-Thermodynamik und ihre Ermittlung mittels Formfaktometer. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 2, Heft 2, 1978.
- [4.3.9] ECSS-E-30 Part 1A, 25. April 2000: Space Engineering, Mechanical – Part 1: Thermal Control.
- [4.3.10] ESATAN Engineering Manual, EM-ESATAN-056, October 2006.
- [4.3.11] Hallmann, W.: Thermische Entkopplung eines Schrägkugellagers im Hochvakuum. Vakuum-Technik, 24. Jahrgang, Heft 3, 1975.
- [4.3.12] Angaben des Herstellers Austrian Aerospace.
- [4.3.13] Prospektmaterial des Herstellers Wacker Chemie GmbH für das Produkt Wacker WDS®
- [4.3.14] Romberg, O. et al.: Netlander Thermal Control. Acta Astronautica 59 (2006) 946–955.
- [4.3.15] Stephan, P.: Vorlesung „Höhere Wärmeübertragung – Verdampfung und Kondensation“. Technische Universität Darmstadt.
- [4.3.16] Dunn, P. D.; Reay, D. A.: Heat Pipes. 4<sup>th</sup> Edition. Pergamon, 1994.
- [4.3.17] Fischer, H.-M.: Europäische Nachrichten-Satelliten, Von Intelsat bis TV-Sat. Lemwerder: Stedinger Verlag, 2006.
- [4.3.18] Schlitt, R. et al.: Development of a Light-Weight Copper/Water Heat Pipe. 14<sup>th</sup> International Heat Pipe Conference, Florianópolis, Brazil, April 22–27, 2007.
- [4.3.19] Thermal Control Louvers. Orbital Technical Service division, undated.
- [4.3.20] Reichenberger, K.; Matovioc, J.: Development, Manufacturing and Verification of Micro-Electro-Mechanical Louvers. undated.
- [4.3.21] Renner, U.; Nauck, J.; Balteas, N.: Satellitentechnik: Eine Einführung. Berlin: Springer, 1988.

## 4.4 Satellitenantriebssysteme

Hans Dieter Schmitz

Dieses Kapitel schließt neben den Satelliten auch **interplanetare Sonden** mit ein, da sie sich aus der Sicht der Antriebe von Erdsatelliten nur unwesentlich unterscheiden. Ferner werden ähnliche Systeme bei Launchern zur Rollkontrolle bzw. zur Lageregelung verwendet. Auf die Unterschiede wird in den folgenden Kapiteln jeweils eingegangen.

### 4.4.1 Grundlagen der Satellitenantriebe

Die ersten Erdsatelliten, wie z. B. Sputnik oder Explorer, verfügten über keine eigenen Antriebssysteme. Sie wurden durch **Rotation** um die Längsachse stabilisiert, was für die Erfüllung ihrer Aufgaben ausreichte. Die ersten geostationären Nachrichtensatelliten aber erforderten den Einsatz von Antriebssystemen zur notwendigen Positions- und Lagekontrolle.

#### 4.4.1.1 Antriebssystem-Aufgaben

Die in die Satelliten integrierten Antriebssysteme haben je nach Typ und Einsatzgebiet im Wesentlichen folgende Aufgaben [4.4.1] [4.4.2]:

- **den Apogäumseinschuss:** Der Träger bringt den Satelliten auf eine elliptische Transferbahn. Zum Erreichen der kreisförmigen Umlaufbahn wird im erdfernsten Punkt, dem Apogäum, der Apogäumsmotor aktiv, um in drei bis vier Manövern mit einem Schub von 400 ... 500 N die kreisförmige Umlaufbahn zu erreichen.
- **die Bahnregelung:**
  - Erzeugung einer Drift in der Bahnebene zum Erreichen der gewünschten Position (Längengrad) über der Erde;
  - Erhaltung der gewünschten Position, das Ost-West-Stationkeeping;
  - Inklinationskontrolle, also die Beseitigung einer Bahnneigung relativ zur Äquatorebene, das Nord-Süd-Stationkeeping;
  - Einschuss in den „Graveyard-Orbit“.

Die Bahnregelung erfolgt mit 10- bis 22-N-Triebwerken.
- **die Lageregelung:**
  - Orientierung des Satelliten, z. B. Antennen auf die Erde oder Solargeneratoren auf die Sonne;
  - aktive Stabilisierung um alle drei körperfesten Achsen sowie Beseitigung von Lagestörungen während oder nach Bahnmanövern;